

UNIVERSIDAD POLITÉCNICA DE MADRID
ESCUELA UNIVERSITARIA DE INGENIERÍA TÉCNICA AERONÁUTICA
PROYECTO FIN DE CARRERA



POLITÉCNICA

DISEÑO Y ENSAYOS EN TIERRA DE PANELES SOLARES Y
BATERÍAS PARA UN SATÉLITE DE ÓRBITA BAJA (LEO)

CARLOS DE MANUEL NAVÍO
EQUIPOS Y MATERIALES AEROESPACIALES

ABRIL 2013

Pa habernos matau

Always Look On The Bright Side Of Life

AGRADECIMIENTOS

En primer lugar, a Santiago Pindado, por ofrecerme hacer este proyecto, por toda la ayuda que he tenido por su parte y por todos los conocimientos que me ha transmitido. Y, espero, por poder seguir aprendiendo de él en el futuro.

A Irene, por todo. Por estar ahí tantas veces y por ayudarme a mejorar. Gracias.

A toda mi familia, especialmente a mi madre y a mi padre por darme tantas cosas buenas. A mis abuelos. A todo el resto de mi familia, especialmente a mi tío Ramón y a mi tía Ana por tantos buenos ratos y todo lo que he aprendido.

A Cecilia, por todo su tiempo e inestimable ayuda.

A todas las grandes personas que conocí y sigo conociendo en el Pilar. Por todo lo que he aprendido siempre, y lo que espero seguir aprendiendo. A Nico, Choro y Ruso, por lo bueno que supuso encontrarme con ellos.

A mis amigos de la Escuela, especialmente Hugo, Álvaro, Julián, Nacho, Dani, Julio y Borja. Y también a Nano y todos las demás personas que he encontrado, de momento, en la Escuela. Incluyendo a los futuros Ingenieros de la ETSIA, principalmente a Elena, a María y a Dani Sors, y con él a los miembros del LEEM-UPM.

A mis amigos del otro lado del charco, Chris McCoy and, of course, to Ally, thank you so much for such beautiful memories.

Y a la Biblioteca, por todo el tiempo pasado, y todo lo que he podido llevarme.

A todos los que me han hecho mejorar y me han ayudado.

1	Introducción	7
1.1	<i>Objetivos</i>	8
1.2	<i>Requisitos y limitaciones.</i>	10
1.3	<i>Características de la misión.</i>	14
1.4	<i>Parámetros del diseño</i>	17
1.5	<i>Referencias</i>	17
2	Definición preliminar de la misión	19
2.1	<i>Envío de datos</i>	19
2.2	<i>Arquitectura de comunicaciones</i>	22
2.3	<i>Agenda del desarrollo de la misión</i>	22
2.4	<i>Definición del objeto de estudio de la misión</i>	23
2.5	<i>Referencias</i>	27
3	Definición de la órbita y sus elementos	29
3.1	<i>Ambiente espacial y supervivencia</i>	34
3.2	<i>Selección del lanzador</i>	40
3.3	<i>Comunicaciones con la Estación de Tierra</i>	51
3.4	<i>Limitaciones Legales y Políticas</i>	56
3.5	<i>Órbita Definitiva</i>	57
3.6	<i>Referencias</i>	59
4	Selección de la carga útil y sus operaciones	61
4.1	<i>Fabricantes</i>	61
4.2	<i>Cargas útiles preseleccionadas</i>	62
4.3	<i>Selección de Carga Útil Definitiva</i>	65
5	Diseño de los subsistemas del satélite	66
5.1	<i>Sistema de determinación y control de actitud</i>	66
5.2	<i>Subsistema de estructura</i>	74
5.3	<i>Subsistema de comunicaciones y ordenador de a bordo</i>	81
5.4	<i>Subsistema de control térmico</i>	86
5.5	<i>Referencias</i>	94
6	Subsistema de potencia	95

6.1	<i>Requisitos funcionales</i>	95
6.2	<i>Tipos de fuentes de potencia</i>	96
6.3	<i>Arquitectura del subsistema de potencia</i>	99
6.4	<i>Baterías</i>	101
6.5	<i>Paneles fotovoltaicos</i>	107
6.6	<i>Dimensionado del subsistema de potencia</i>	117
6.7	<i>Referencias</i>	132
7	Anexo A: Método de cálculo de la potencia generada por los paneles fotovoltaicos	133
8	Anexo B: Simulación de los presupuestos de potencia para el UPMSat-2 en Excel	136
8.1	<i>Introducción</i>	136
8.2	<i>Fuente de potencia. Paneles solares</i>	136
8.3	<i>Subsistemas de consumo</i>	143
8.4	<i>Simulación de los comportamientos del sistema eléctrico</i>	147
8.5	<i>Conclusiones</i>	157
9	Anexo C: Ensayos de baterías Litio-Ión en el Instituto IDR/UPM	158
9.1	<i>Introducción</i>	158
9.2	<i>Objetivos</i>	158
9.3	<i>Descripción de la Batería Ensayada</i>	158
9.4	<i>Descripción del Banco de Ensayo</i>	160
9.5	<i>Procedimientos de Ensayo</i>	163
9.6	<i>Resultados de los Ensayos Eléctricos</i>	164
9.7	<i>Conclusiones</i>	169
	Bibliografía	170
	Conclusiones generales	172

1 Introducción

Desde hace bastante tiempo, el espacio se ha convertido en un objetivo de estudio al que se le ha dedicado una cantidad inmensa de tiempo y dinero. Gran parte de este esfuerzo ha ido en busca de incrementar los conocimientos que el ser humano tiene del Sistema Solar y del Universo en general, ambiente el cual, aunque de manera lejana, es el que nos rodea. Sin embargo, otra rama muy importante de esta actividad espacial se dedicó al conocimiento, estudio y mejora de la vida en la Tierra. La observación terrestre, las comunicaciones, los experimentos realizados en el espacio son ejemplos de esta contribución de la ciencia espacial a la calidad de vida de las personas.

Por ello, el hecho de utilizar bien este recurso y de atacar los principales problemas que, aun a veces provocados por el propio avance de la civilización, preocupan la supervivencia normal de las culturas humanas, es un obligado objetivo de los gobiernos y empresas que dediquen sus recursos al sector espacial.

Para ello, me siento halagado de poder presentar este trabajo, como punto final de mis estudios en la E.U.I.T. Aeronáutica y que sirvan como primer paso en mi futuro laboral que espero se encuentre relacionado con todo este interesante sector.

Como último punto de esta introducción, me gustaría explicar el nombre elegido para la misión y el satélite, Plymouth. Este nombre corresponde a una pequeña ciudad portuaria de la costa sur de Inglaterra. Quizás el hecho que más ha ayudado al conocimiento de esta ciudad es que desde su puerto zarpó, en 1831, el barco HMS Beagle, con Charles R. Darwin a bordo. Ese viaje cambiaría la vida de Darwin, y Darwin cambiaría con su libro comúnmente conocido como “El Origen de las Especies¹” el conocimiento de la especie humana, quedando además como uno de los más grandes y mejores científicos de la historia, desde mi humilde punto de vista.

¹ El título completo en inglés es: “On The Origin Of Species By Means Of Natural Selection, Or The Preservation Of Favoured Races In The Struggle For Life.”

1.1 Objetivos

En la segunda década del siglo XXI, la población mundial ha superado los 7000 millones de habitantes. Sea cual sea la cultura, lugar de nacimiento u otros diferenciadores de la población humana, todos necesitamos un mínimo absoluto: territorio en el que vivir y alimentos para sobrevivir. El territorio, aunque de manera absolutamente irregular no es un problema a día de hoy, pues la concentración de las ciudades y la gran extensión de superficie terrestre habitable es aun suficiente. En cambio, alrededor del 15% de la población mundial, 1000 millones de personas, viven en regiones con una situación de subnutrición muy alta ^[1].

El primer problema que puede intuirse es la falta de recursos y materias primas para que todas las personas tengan acceso a la alimentación, pero, en realidad, el problema más grave, quizás sea la absoluta desigualdad que existe en el reparto a nivel mundial de los alimentos junto con la especulación que existe alrededor del precio de los alimentos.

Para intentar reducir esta desigualdad, así como la seguridad alimentaria, la búsqueda de la autosuficiencia, o de un alto nivel de autosuficiencia, permitiría una menor inseguridad alimentaria a nivel global, que generalmente afecta muy duramente a los países más pobres.

Por ello, el objetivo de la misión del satélite se encuadraría dentro de un estudio del suelo y vegetación con el ánimo de reproducir en España y/o Europa la investigación realizada en la primera década del siglo XXI en Estados Unidos, cuyos procedimientos y resultados se exponen en el artículo de Gu y Wylie (2010) (Gu & Wylie, 2010) ^[2], en la zona alta del río Colorado, así como en el río Yukon en Alaska ^[3] entre otras.

Este estudio permitiría alcanzar el objetivo principal que es mejorar la eficiencia de los terrenos de cultivo de la Comunidad de Madrid, en un primer momento, para conseguir un mejor abastecimiento de la ciudad de Madrid, capital de España y la ciudad más poblada del país. Esto reduciría la dependencia del exterior, junto con una bajada de los costes al tener menos transporte, e incluso menor contaminación por ese descenso de los kilómetros recorridos por los alimentos. Esa mejora de la producción y distribución también mejoraría el nivel de desigualdad por regiones, ayudando a la

solución del grave problema de la mala nutrición por pobreza, algo que crece en la región y el país en general.

Obviamente, este estudio es perfectamente reproducible, dentro de la misma misión, a otras ciudades como Barcelona, Valencia o Sevilla; ejemplos de ciudades españolas con gran población.

En este estudio se combinaban las imágenes captadas por un satélite con datos históricos y actuales del clima así como modelos de ecosistemas para generar unos mapas de Anomalías en el Rendimiento del Ecosistema (Ecosystem Performance Anomalies, EPA, por su denominación en inglés).

Estos mapas EPA, proporcionan la variación del rendimiento del suelo, categorizando en sobre-rendimiento, normal e infra-rendimiento, siendo los límites del rendimiento normal de $\pm 10\%$. Una característica técnica importante de estos mapas es que tienen una resolución de 250 metros, a pesar de que se realizaron con datos con resoluciones diferentes, por lo que fueron necesarias interpolaciones de los datos dados [4]. Posteriormente los mapas se validaron con estudios in-situ y tomando como referencia el porcentaje de suelo desnudo.

Además existen objetivos secundarios entre los cuales se incluye, de manera inseparable, el reto del diseño y ensayo de la misión propiamente dicha con todos los segmentos asociados a la misma, especialmente, el segmento espacial. De hecho, a efectos académicos, el primer objetivo es el diseño de la planta de potencia (paneles solares y baterías) pero tal diseño no tiene sentido sin un conjunto de sistemas y subsistemas que formen una envolvente operacional real que justifique ese sistema de potencia. Otros objetivos secundarios son la percepción de incendios (evolución, daños, comportamiento, etc.), control de cultivos o control legal de explotaciones forestales. Estos objetivos secundarios no son fijos, sino que responden a cualquier investigación o trabajo para los que los datos obtenidos puedan ser necesarios.

También existe el objetivo de minimizar el coste de la misión y del diseño, por lo que el presupuesto no sólo es una limitación, como se expone más adelante, sino que también es un objetivo a alcanzar, aunque es importante resaltar que en ocasiones se prioriza una mejor actuación de la misión al coste de ciertos componentes.

Respecto de los usuarios y beneficiarios potenciales de la misión se encuentran todas aquellas instituciones, principalmente medioambientales y de investigación,

encabezadas por el Ministerio de Agricultura, Alimentación y Medio Ambiente, que puedan requerir y usar los datos obtenidos en proyectos de determinación del impacto de la productividad del terreno.

1.2 Requisitos y limitaciones

A partir de los objetivos principales de la misión se han de identificar los requisitos y limitaciones, que son los que definen el desarrollo y diseño del conjunto del sistema.

La elección de este tipo de misión de observación se ha hecho en base a los tipos de objetivos disponibles para una misión del estilo de la aquí presente, es decir, de investigación universitaria, tiempo y recursos reducidos y limitados; lo que hace tender a escoger las soluciones más sencillas siempre que sean compatibles con unas necesidades mínimas de la misión. Estos aspectos han sido los motivos por los que se han desestimado otras opciones como vigilancia de objetivos militares, telecomunicaciones, cartografía, etc.

Los requisitos pueden ser divididos en dos tipos, requisitos funcionales y requisitos operacionales. Los primeros definen cómo de bien y con cuanta precisión deben trabajar y actuar los subsistemas para cumplir los objetivos y los requisitos operacionales determinan como operan los sistemas para alcanzar los objetivos y como se usan y distribuyen los datos entre los diferentes clientes.

Por otro lado, las limitaciones fijan los máximos de la misión en algunos ámbitos del desarrollo del proyecto como coste, técnicas empleables, etc.

1.2.1 Requisitos funcionales

Se dividen en cuatro tres grupos: actuaciones, cobertura y comunicaciones y respuesta.

-Actuaciones:

El satélite ha de estar alineado con un eje en la dirección radial de la Tierra, para que la cámara situada en la cara inferior pueda apuntar de manera vertical, mejorando la precisión y posicionamiento de los datos así como simplificar el tratamiento posterior que haya que darles. A la vez existen otras causas que se ven favorecidas por este tipo de alineación, como es la orientación de las antenas, que en esta configuración tienen la una posición

relativa a la Tierra prácticamente constante. En cambio, la iluminación de las placas solares cambia radicalmente respecto a otros tipos de orientación.

La resolución de las imágenes obtenidas debe ser de unos 50 metros, y el margen de error de localización de aproximadamente 3° .

Además de controlar lo anterior, el sistema de control de actitud puede proporcionar una velocidad de rotación alrededor del eje z del satélite, aunque la velocidad de rotación, siempre y cuando no sea muy elevada y para que no provoque un efecto de movimiento en las imágenes, no afecta al funcionamiento de la carga de pago.

La altitud de la órbita estará en la parte baja del rango propio de las órbitas LEO, de 500 a 1000 km de altitud, con una altitud de 500-750 km. En el capítulo X se exponen los criterios de selección de la altitud orbital, donde entran en juego numerosos factores.

El volumen interior (definido por las dimensiones exteriores) ha de permitir alojar en el interior la carga de pago útil, así como el resto de subsistemas que deban ir en el interior del volumen del vehículo.

Es necesario asegurar una generación y acumulación de energía, por parte de los paneles solares situados en las caras laterales y superior y las baterías, suficiente como para alimentar todos los subsistemas.

-Cobertura:

Se buscara una órbita LEO que, con su inclinación y altura, combinada con la anchura de visión de la cámara, cubra toda la superficie de interés a lo largo de su paso cíclico. Sea cual sea la elección de la órbita, el número de satélites es de uno sólo: no se contempla la posibilidad de formar una constelación.

-Comunicaciones y respuesta:

Sólo existirá una estación de comunicaciones de tal manera que se establecerá contacto con el satélite en un único punto de la traza, ya sea para interactuar con los subsistemas que tengan la posibilidad de ser manipulados desde tierra como, siendo la tarea principal, para la descarga de datos. Durante los periodos sin contacto el funcionamiento será automático. A pesar de que la

descarga de datos no ha de ser en tiempo real, los datos que se hayan obtenido a lo largo de la órbita se asumirá que son actualizados.

-Misiones secundarias:

Como las misiones secundarias se limitan a diferentes usos de las imágenes obtenidas, los requisitos de este tipo serán los mismos que para la misión principal.

1.2.2 Requisitos operacionales

-Duración:

La duración de la misión ha de ser de, por lo menos, tres años, para poder evaluar a lo largo de varios ciclos meteorológicos la evolución de los ecosistemas estudiados por la misión. Los sistemas estarán diseñados para una vida esperada de cinco años, donde la radiación iónica y el decaimiento de la órbita por la resistencia aerodinámica son los principales agentes en contra de este requisito.

Se implementarán elementos redundantes sólo en aquellos subsistemas que, por su sencillez y coste, permitan que así se efectúe. Sin embargo, la duración estará condicionada en gran medida al correcto funcionamiento de las baterías y paneles solares. Si es posible, se incluirán procedimientos para operar de manera segura tras fallo.

-Ambiente:

Se considerara el ambiente definido en la normativa ECSS, en concreto el documento ECSS-E-ST-10-04C. Por medio de dicho documento, se analizarán las radiaciones recibidas y las probabilidades de impacto sobre el satélite, así como otras causas de reducción de la vida útil.

-Arquitectura de comunicaciones:

La comunicación con el satélite se realizara desde una única base situada en la Comunidad de Madrid, con el objetivo de estar cerca de la E.U.I.T. Aeronáutica pero evitar la aglomeración de radiofrecuencias propias del entorno urbano de la misma. No se buscará complejidad, obviándose el uso de satélites relé o de redes de comunicación terrestres.

-Distribución de datos obtenidos:

La transformación de los datos al formato adecuado para su tratamiento se realizará de manera automática, y en su mayor parte, a bordo del propio satélite. Posteriormente, se transferirán a los usuarios o se almacenarán en la base de comunicaciones hasta que sean necesarios. Dependiendo de las necesidades del cliente, se distribuirán los datos, una vez se confirme que no hay fallos, dentro de los dos primeros días posteriores a su descarga.

1.2.3 Limitaciones

-Coste:

Es sin duda la mayor limitación existente. Afecta a todas las decisiones del diseño. Algunos de las consecuencias más visibles es la restricción de fabricación de numerosos modelo para ensayo (lo cual hace aumentar los márgenes de seguridad en el diseño) y el hecho de que restringe la redundancia de los subsistemas y la elección de los mismos, optando como norma general por el más sencillo (*a priori*, el más barato) siempre que no comprometa la seguridad y éxito de la misión.

-Agenda del desarrollo de la misión:

Se establece el criterio de que para mejorar la oferta al usuario final, desde la decisión de llevar a cabo la misión hasta el lanzamiento transcurran un máximo de seis meses. El hecho de que no incorpore ninguna tecnología innovadora aumenta la necesidad de desplegar rápido el sistema para no aumentar en exceso su obsolescencia.

-Regulaciones:

Se adecuara la misión a la regulación establecida por las autoridades internacionales competentes, principalmente la Organización de las Naciones Unidas (ONU) junto con la Agencia Espacial Europea (ESA) dado que España es miembro de la misma.

-Sociales y políticas:

La misión permitirá generar datos que aumenten la información de la opinión pública y los profesionales afectados sobre la producción agrícola, las variaciones en la vegetación de los ecosistemas terrestres, etc.

-Interfases:

La relación entre usuario y el sistema es reducida, ya que existe principalmente para la transferencia de datos por cualquier de los medios disponibles. El resto de interfases de comunicación son internas.

-Desarrollo:

Las limitaciones en el desarrollo son debidas en su mayoría a la necesidad de coste reducido.

-Lanzamiento:

Constituye otro de los dos factores más influyentes a la hora de tomar decisiones. El lanzamiento se realizará como carga de pago secundaria de un sistema de lanzamientos programados propios de la ESA como puede ser Ariane, Soyuz o Vega. La limitación más visible es la envolvente geométrica y másica, que influye en la planta de potencia y en la carga útil. También se disponen, para proteger el éxito de la misión principal del lanzador, unos límites de vibraciones y frecuencias de resonancia que el modelo de vuelo debe respetar. Por último también afecta a la órbita, pues restringe las altitudes posibles, y con ellos la inclinación, azimut de lanzamiento, etc.

1.3 Características de la misión

Para el diseño de la misión se han tenido en cuenta unas consideraciones y líneas de actuación generales que reúnen los requisitos y limitaciones ya expuestas previamente. Analizando las posibilidades y alternativas que se contemplan se han obtenido las siguientes directrices de las posibles misiones que se presentan separadas por elementos típicos de una misión de este estilo.

-Carga útil:

La carga útil, que es, en esencia, la parte sobre la que recae la responsabilidad de llevar a cabo el objetivo de la misión. Es, por tanto, el núcleo principal en torno al cual surge la necesidad del resto de subsistemas. Su finalidad, puede ser utilizada para clasificar las misiones en varias categorías: las científicas, las de aplicaciones y las tecnológicas.

El primer grupo engloba todas aquellas misiones cuyo propósito es realizar experimentos en las situaciones que se dan en el espacio, observación

terrestre o celeste, etc. En este caso, la misión pertenece al primer grupo, ya que el objetivo es observar la Tierra y analizar dichos datos y además que sirve para mejorar el conocimiento acerca del comportamiento y evolución de recursos naturales.

El segundo grupo correspondería a aquellos que se emplean para prestar un servicio, como pueden ser por ejemplo, todos los de comunicaciones o de servicios de localización (GPS, Galileo, etc.). Y por último, se encuentra el tercer grupo que reúne aquellos satélites que se lanzan a modo de prueba tecnológica. Aunque de manera más transversal, esta misión podría contener elementos que la incluyen en la última categoría puesto que podrían utilizarse nuevas técnicas, materiales y sistemas con el fin de probarlos a pequeña escala gracias a acuerdos de colaboración.

-Subsistemas:

Propulsión: Se descarta por la complejidad necesaria que requiere así como un coste elevado combinado con que no es crucial para la misión, algo que se puede observar en la gran mayoría de los microsátélites, que no incorporan este subsistema.

Percepción y control de actitud: Se toma como referencia el eje radial que pase por el centro de gravedad de la estructura y debe estar siempre lo más coincidente posible al mismo, es decir, está dirigido según las líneas del campo gravitatorio terrestre. La otra posibilidad –descartada– sería alinearse con el eje magnético de la Tierra.

Comunicaciones: Es un subsistema de gran importancia pues es el que permite la recogida final de datos, entre otras cosas. También es la vía de contacto con el satélite por donde se le hacen llegar comandos o por donde el satélite descarga los datos de su estado.

Procesado de datos: Una vez los datos sean obtenidos por la carga útil, se procesaran y guardaran para transmitirlos a la base cuando se tenga contacto con ella. Además, para el control del resto de subsistemas se dispondrá de un ordenador de a bordo que controle los parámetros reguladores de cada subsistema. Este software podrá ser modificado desde el segmento terrestre.

Protección térmica: Será de tipo pasivo. La cara superior será la más expuesta a la radiación y por tanto al calor, pero las laterales tendrán la ventaja de que el giro propio de la actitud del satélite irá cambiando las caras expuestas a lo largo de la órbita.

Sistema de potencia eléctrica: Para la alimentación energética de los subsistemas se obtendrá potencia mediante la conversión en las células fotovoltaicas de la energía solar en energía eléctrica. Dado que una porción de la órbita se recorre en eclipse, durante la parte de la órbita que se encuentra expuesta al sol la energía obtenida se repartirá entre el funcionamiento de los subsistemas y la recarga de las baterías.

Estas baterías serán las que proporcionaran a los subsistemas potencia para que funcionen en los periodos de eclipse. Las baterías también pueden ser necesarias durante ciertos momentos del periodo de exposición solar en el que el requisito de potencia sea superior al generado por los paneles solares.

Estructuras: El material principal serán aleaciones de aluminio. Las partes más características serán la cubierta inferior, dado que precisa de aperturas para los componentes que necesiten contacto visual con la Tierra, como por ejemplo los visores de las cámaras, pero también antenas o a la estructura del módulo de acople al lanzador.

-Órbita:

Por el bajo coste del tipo de órbitas y la disposición general de los lanzadores para inyectar satélites en estas órbitas se utilizara una órbita de baja altitud (LEO). Son usadas por numerosas misiones y ayudan en el ahorro de recursos en busca de mejorar la resolución de las cámaras. Como ya se ha mencionado, para la selección del lanzador se analizarán los propios de la Agencia Espacial Europea (ESA).

Tanto para el seguimiento de la órbita como para otro tipo de requerimientos, la misión contará con una única base que tendrá que disponer de una antena apropiada, un transceptor y un equipo informático compatible con el formato utilizado. Como ya se ha dicho, la estación de control estará en la Comunidad de Madrid.

-Operaciones:

En los periodos de contacto con la estación se dedicará en mayor medida a la descarga de datos. En caso de ser necesario se podrá utilizar para modificar parámetros del software del ordenador de a bordo que controla los subsistemas, ya que el sistema de comunicación es bidireccional.

-Vida operativa:

Como resultado de los requisitos expuestos, se necesita una misión de un mínimo de un ciclo climatológico terrestre, es decir doce meses, pero la vida operativa esperada es de tres años, pudiendo alcanzarse si se optimiza la elección de la altitud respecto de los factores adversos a la supervivencia.

1.4 Parámetros del diseño

Como combinación de los objetivos, limitaciones y requisitos expuestos anteriormente surgen las líneas generales que sobre las que se basa el diseño y desarrollo de la misión.

Tamaño: Limitado por las características de la envolvente geométrica del lanzador.

Másicas: Limitadas por la envolvente másica del lanzador.

Altitud: Restringida a una ventana proporcionada por el lanzador.

Potencia: Limitada por el área lateral total y el rendimiento de los paneles fotovoltaicos.

Comunicaciones: Limitadas por la unicidad de las estaciones y la simplicidad del sistema de transmisión del satélite.

Precisión de apunte: Acorde a las limitaciones del sistema de control de actitud.

Cobertura: Al ser una órbita LEO retrógrada (inclinación mayor de noventa grados) la cobertura de la superficie terrestre es total.

1.5 Referencias

[1] Programa Mundial de Alimentos. (2012). *Mapa Mundial del Hambre 2012*. Recuperado el 18 de Marzo de 2013, de es.wfp.org

[2] Gu, Y. & Wylie B. K. (2010). *Detecting Ecosystem Performance Anomalies for Land Management in the Upper Colorado River Basin Using Satellite Observations, Climate Data, and Ecosystem Models*. MDPI.

[3] Wylie, B.K., Zhang, L., Bliss, N.B., Ji, L., Tieszen, L.L. & Jolly, W.M (2008). *Integrating modelling and remote sensing to identify ecosystem performance anomalies in the boreal forest, Yukon River Basin, Alaska*. MDPI.

[4] European Cooperation For Space Standarization. *Space Enviroment*. ECSS-E-ST-10-04C. 2º Ed. Noordwijk: ECSS Secretariat, 2008.

2 Definición preliminar de la misión

En el inicio del diseño de una misión, y a pesar de no contar con gran cantidad de los datos definitivos del satélite, se puede comenzar a definir el modo de operación que tendrá el aparato y crear una percepción abstracta y primitiva de la misión.

Estos campos en los que se puede comenzar a diseñar tienen finalmente importancia en el uso que se hace del satélite, ya que corresponden en gran parte a la interacción de las personas, ya sea a nivel de usuario, técnico u otros, con la máquina. En este desarrollo de la misión Plymouth se estudiarán los campos relacionados con el envío de datos, el control de las actividades que lleva a cabo el satélite, la arquitectura de comunicaciones y la agenda general del desarrollo de la misión.

2.1 Envío de datos

En las misiones de observación terrestre se producen, al menos, dos tipos de datos que es necesario que lleguen a las estaciones de control y/o usuarios.

En primer lugar, las imágenes que produce la carga de pago, que representan el centro de la misión ya que son los datos que satisfacen el objetivo principal. Y por otro lado están los datos de estado del satélite, requeridos para un buen funcionamiento del mismo y su supervivencia.

Mientras que el primer tipo de datos es obvio cual será en esta misión, el segundo tipo es variable y en este caso se ha optado por tener un amplio número de sensores que permitan monitorizar la situación y el comportamiento del satélite en numerosos ámbitos, a modo de prueba tecnológica, y aporten conocimiento para posteriores misiones. Estos datos que se espera obtener se enumeran en la Tabla 2.1. También ha de tenerse en cuenta que dependen de otros factores del diseño, principalmente de la comunicación, por lo que pueden ser suprimidos en etapas más avanzadas del diseño.

Tabla 2.1 Sensores para embarcar en el satélite Plymouth-1

Medida	Medida
Temperatura de una célula de cada serie de la batería.	Temperatura de cada célula solar.
Temperatura del interior del satélite de uno o varios puntos.	Presión de la radiación solar.
Impacto de iones.	Acelerómetro.

Existen dos temas sobre los que puede tratar el envío de datos, que pueden ayudar a optimizar la decisión final, debido a la influencia que tiene el proceso.

Por un lado, quizás el más importante en esta misión, la división de procesos realizados en el espacio y los realizados en la Tierra y por otro lado, el modo de operación interno del satélite que puede medirse por la cantidad de centro de computación que tenga.

2.1.1 División Tierra-Espacio

Como se ha dicho, una de las decisiones importantes dentro de este aspecto es el reparto de tareas a realizar, según se desee que se lleven a cabo a bordo del propio satélite o en Tierra.

Esta elección es importante pues influye en el coste de la misión, ya que, por ejemplo, el software para vehículos en el espacio es mucho más caro que el software para ser instalado en un centro de control, porque, entre otras cosas, que el coste va en función de qué hace y de su fiabilidad ^[1].

Los principales elementos a tener en cuenta para la toma de esta decisión son:

-El nivel de autonomía que se espera obtener, ya que las tareas pueden realizarse por una persona o por un ordenador, el cual a su vez, puede estar en Tierra o bien en el Espacio. La influencia de esta decisión se observa, principalmente, en el coste y en el riesgo de fallo de la misión.

Para la misión Plymouth, donde se busca el mayor rendimiento para el bajo presupuesto disponible, ésta segunda opción no sería interesante, pues el gasto de dotar al satélite de un ordenador fiable capaz de ejecutar por sí solo todas las tareas sería muy elevado.

-La necesidad de disponer de datos en tiempo real, que hará primar un sistema más rápido frente a otro que no sea capaz de emitir los datos útiles necesarios en un periodo determinado de tiempo. No solo el componente dedicado a la transmisión se ve afectado sino también la propia arquitectura de las comunicaciones, como se verá más adelante.

En esta misión la rapidez en la comunicación no es necesaria en absoluto, por lo que se puede sacrificar ésta en detrimento de otras variables.

-El ancho de banda de comunicaciones, que limita la posible descarga de datos desde el satélite al centro de control y, con ello el tamaño de los mismos que se pueden enviar por cada transmisión. Por ello es importante conocer la cantidad de datos que se van a producir, cuántos de esos serán enviados y en qué momento.

-El número de usuarios y la localización de los mismos que, aunque no es el caso, pueden llegar a estar también en el Espacio.

Dado que no se espera que haya un gran número de usuarios y que, además, estos tendrán una localización cercana debido a que el estudio se realizará por regiones, éste

elemento no supone un problema, por lo que no resulta necesario distribuir los datos desde el satélite.

2.1.2 Procesos centralizados-descentralizados

En este punto se pretende generar criterios para decidir si dentro del propio satélite sería interesante optar por un solo ordenador de a bordo o de uno para cada subsistema.

Con el desarrollo alcanzado en los últimos años en el ámbito de la informática y sus capacidades, hoy en día se puede considerar la opción de incluir más de un ordenador de a bordo (más allá de redundancias) que ejecuten las distintas operaciones necesarias para el funcionamiento del vehículo.

En el caso de esta misión el hecho de usar dos o más computadoras influye (bajando el rendimiento) prácticamente en todos los aspectos incluidos en los objetivos: añade un sobrecoste, incrementa la masa de los subsistemas y aumenta el riesgo de fallo grave; sin que provoque, en otros aspectos, una subida de rendimiento suficientemente llamativa.

Por ello, se decidió que todos los procesos básicos para el funcionamiento y comunicación del satélite ocurran en un mismo ordenador de a bordo, pudiéndose llegar a incorporar, en caso de falta de peso, un segundo ordenador a modo de prueba tecnológica que no aumente el coste general de la misión.

Control y planificación de tareas.

Las tareas a realizar se pueden dividir en dos grupos, según su horizonte temporal: corto plazo y largo plazo.

Dentro del corto plazo tienen cabida aquellas tareas que han de hacerse en el instante dado, es decir, un control continuo, con unos tiempos característicos de minutos. En cambio, el largo plazo se refiere a grandes grupos de tareas, como puede ser la observación de una zona u otra, con tiempos característicos de semanas o incluso meses.

En cualquiera de los dos casos es necesario decidir si el satélite actuará autónomamente o si se controlarán los procesos desde Tierra. Según Wertz y Larson (1999) existen tres aspectos importantes en el control de un vehículo espacial de observación terrestre (también aplicable para otros tipos de vehículos espaciales): el control de la carga útil, el control de la actitud del satélite, y el control de la órbita del mismo.

En el caso de esta misión, el control de la carga de pago no es necesario una vez planificado su uso, dejándolo como parte del calendario de desarrollo de la misión. Por ello, esta fase puede ser completamente autónoma y sólo actuar en decisiones referidas al largo plazo.

El control de la actitud del satélite es muy común el que éste se lleve a cabo de manera autónoma, no solo por la alta capacidad de los computadores en este aspecto sino también por el elevado coste y riesgo que conlleva el control humano, por lo cual, en esta misión, el satélite será autónomo en cuanto a control de actitud se refiere.

Por último, el control de la órbita suele realizarse desde la estación de control. Pero es también usual que para pequeños satélites como este no se incluya ningún tipo de control orbital, debido a la poca y conocida variación de la altitud producida en el corto tiempo de vida de la misión.

Sin embargo, con el avance de la tecnología se ha hecho posible reemplazar este vacío con un sistema de control autónomo con actuadores de bajo empuje. Estos actuadores se han utilizado durante mucho tiempo en otro tipo de misiones, con lo cual son ampliamente conocidos y el control autónomo de la órbita resulta, además de más barato y sencillo, menos arriesgado que el control de actitud por las consecuencias de fallo que tienen uno y otro.

Finalmente, en caso de seleccionar un sistema con un alto grado de autonomía, es necesario saber que esto obliga a realizar una buena planificación de las tareas a realizar a bordo, ya que la modificación de las mismas puede ser compleja.

2.2 Arquitectura de comunicaciones

La arquitectura de comunicaciones debe ser tal que permita la conexión con la estación de Tierra, sobre la que se descargarán los datos obtenidos que aún no hubieran sido transmitidos. Además, es necesario transmitir los datos propios del estado del satélite o de supervivencia.

Para ello se empleará una antena que se dimensionará en función de la cantidad de datos que haya que enviar por el *link* de descarga. En una primera aproximación no se considera el uso de otros satélites a modo de relé, aunque es posible estudiarla posteriormente, ya que el sistema de comunicación de a bordo, en cuanto a tamaño, coste y requisito de potencia, podría resultar elevado para las directrices de diseño de la misión. Sin embargo, el hecho de no precisar información en tiempo real elimina la necesidad del uso de comunicación indirecta con la estación de Tierra.

También es necesario un segundo *link*, en este caso de subida, para el envío de comandos y otros mensajes necesarios. Este es, a diferencia del anterior, poco crítico pues el tamaño de los datos que se enviarán es, generalmente, mucho menor que el de los datos que se descargan, aparte de ser irregulares en cuanto a su distribución en el tiempo.

2.3 Agenda del desarrollo de la misión

Al igual que en otros aspectos, la planificación y documentación de la misión será la definida en la normativa propia de la Unión Europea, las *European Coordination*

on *Space Standardization* (ECSS), y de acuerdo a la planificación propia de la *European Space Agency* (ESA). Este sistema define varias fases e hitos en el desarrollo temporal de la misión ^[2]. Esta planificación se muestra en la Figura 2.1.

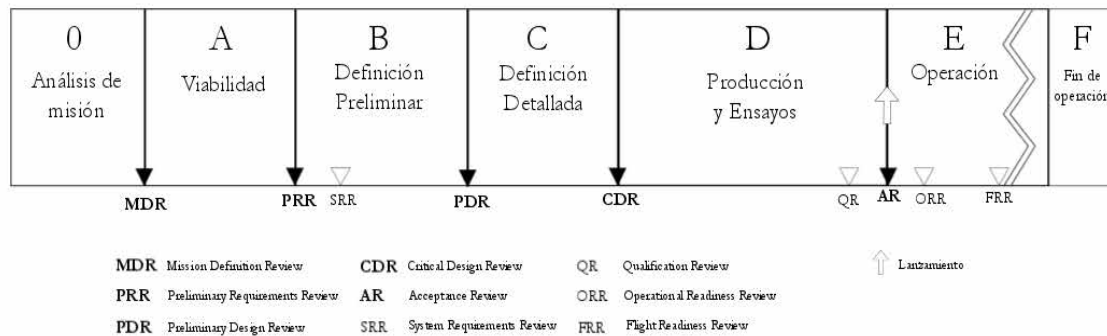


Figura 2.1 Fases de un proyecto según la Agencia Espacial Europea (ESA).

El proceso de la documentación es realmente importante, pues recoge las justificaciones y criterios de acuerdo a los cuales se han escogido unas opciones y no otras a lo largo del diseño del satélite. Ello permite que el conocimiento generado perdure, pues puede ser estudiado posteriormente como punto de partida de otra misión que busque mejorar la presente, así como analizar la fuente de posibles errores cometidos.

En cualquier caso, la agenda final es significativamente menor que la de otros programas espaciales, aparte de por el marcado perfil de bajo coste, por el hecho de no estar pensado como una constelación, que añadiría complejidad a este apartado. Sin embargo, es necesario hacer frente al problema del final de vida operativa y definir las acciones a llevar a cabo en tal momento: situación en órbita cementerio, destrucción en la atmósfera, entre otros ejemplos.

2.4 Definición del objeto de estudio de la misión

Como para el resto del diseño de la misión, la elección de la carga de pago y todos los temas a su alrededor están supeditados al coste del mismo para cumplir el objetivo de mantener un bajo coste de la misma. En el libro “*Space Missions Analysis and Design*” de Wertz y Larson se incluye una figura (véase la Figura 2.2 del presente documento) que permite visualizar la relación entre el coste de la carga útil y su rendimiento.

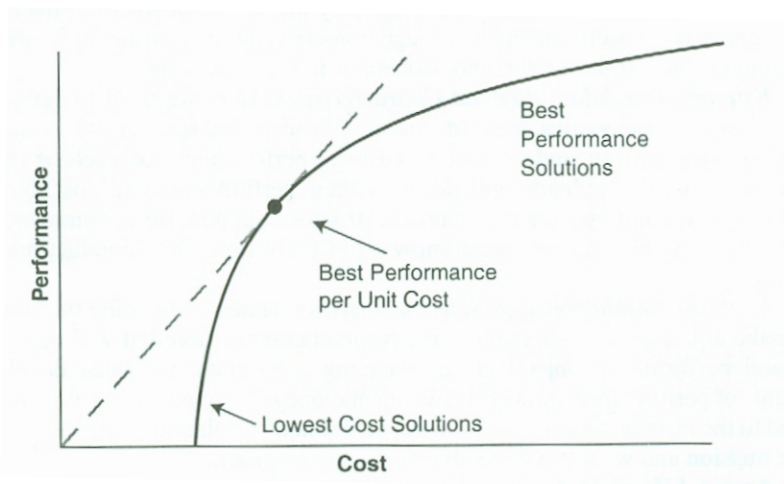


Figura 2.2 Curva del coste de un proyecto según su rendimiento.

Cualquiera de las tres regiones propuestas tiene ventajas y por ello, para seleccionar la carga de pago adecuada es necesario decidir en qué parte de la curva se debe encontrar nuestra elección final. Tal y como podría intuirse, en el caso de la misión Plymouth 1 se situará en la parte más baja de la misma.

Esta región tiene, entre otras, la ventaja de que con un pequeño incremento del coste de la carga de pago, se mejora mucho su rendimiento, lo que abre posibles vías de mejora a futuras misiones. Sin embargo, para alcanzar ese punto de trabajo de la carga útil, se han de recorrer una serie de pasos que puedan llevar a optimizar la decisión sobre qué carga de pago emplear.

En este apartado trataremos de la primera parte del proceso a seguir, dejando para el capítulo 4, la parte de comparación y decisión final.

En primer lugar es necesario seleccionar los objetivos de la carga de pago, en el sentido de qué es lo que se espera obtener de la carga útil. En esta misión, estos objetivos se reducen a la toma de imágenes de la superficie terrestre y a que tales imágenes cumplan con determinados requisitos de manera que sean realmente útiles para el estudio posterior y obtención de conclusiones científicas.

También hay que definir qué es exactamente lo que va a buscar y observar la carga útil dentro del propio objeto de estudio, que como se ha comentado, en la misión Plymouth es la superficie terrestre. Por ejemplo no se requiere obtener información sobre la altitud sobre el nivel del mar de los puntos estudiados, ni rangos de temperatura que presentan, pero sí es necesario tener imágenes claras de las zonas de cultivo y de las extraurbanas.

Por otra parte, para poder identificar cada zona, estudiarla y clasificarla es necesario poder distinguir los colores y formas que aparezcan en las imágenes tomadas, tanto si el procesado lo realiza una persona como si es mediante computación.

Para lograr este tipo de imágenes es posible usar tanto la región visible como la infrarroja del espectro electromagnético, quedando descartadas otras opciones como radiofrecuencia o radar por no ser las mejores en cuanto a sencillez de todo el proceso de análisis y captura de datos. Además el objeto de estudio es pasivo, es decir, no se puede controlar, por lo que no es necesaria una gran complejidad para obtener simple información visual de la superficie.

Existe la opción de equipar el satélite con varias cargas de pago que estudien lo mismo de distintas maneras, pero obviamente incrementa el peso, el coste y el requisito de potencia, que a su vez aumentaría los dos primeros. Por ello se opta por disponer una sola carga de pago que funcione en el espectro visible, con posibilidad de trabajar también en el espectro infrarrojo, para dar cabida a las cámaras pancromáticas y así obtener, con una sola carga de pago, más información.

En cualquier caso, es oportuno fijar una serie de umbrales que permitan clasificar las distintas opciones a elegir como carga útil final, de manera que establezca un marco de comparación entre sus rendimientos. Estos umbrales definidos por comparación con otras misiones se presentan en la Tabla 2.2.

Tabla 2.2 Umbrales del rendimiento de la carga útil.

	Mínimo	Aceptable	Ideal
Resolución espacial	70 m	35 m	10 m
Resolución temporal	10 días	7 días	<3 días
Precisión de apuntamiento	< 5°	<3°	<1°
Cobertura	Península Ibérica	Global, no simultánea	Global, simultánea
Procesado de datos	Manual en Tierra	Automático en Tierra	Automático <i>On-Board</i>

Una vez determinado que el tipo de carga de pago será una cámara que perciba, al menos, el espectro visible, se puede proceder a la definición de los modos de operación de la misma y en concreto el tipo de escaneo que llevará a cabo el sistema de toma de imágenes.

El escaneo tiene dos formas básicas de realizarse: con un escaneo continuo de uno o varios elementos en sentido perpendicular a la traza según el satélite va avanzando por la misma (*Whiskbroom Scanner*, en inglés); o con varios elementos en línea que cubran todo el ancho campo de visión en superficie de manera que el barrido se realice en la misma dirección y sentido que la traza (*Push broom sensor*, en inglés).

Como es obvio, cada una tiene sus ventajas y desventajas. Para la misión Plymouth, se ha decidido que el método de escaneo sea del segundo tipo, *push broom sensor*, con la principal ventaja de que elimina la necesidad de un elemento mecánico

que haga oscilar el campo de visión a lo largo del ancho de barrido. De esta manera, aumenta la fiabilidad al eliminar mecanismos de este tipo, imposibles de reparar en vuelo.

Como contrapunto, este método precisa un sistema óptico más complejo que en el otro y requiere alto número de píxeles. Como ventajas añadidas está el hecho de que, al escanear constantemente con una línea, el resultado es uniforme y también ofrece un tiempo de espera entre escaneos largo que permite procesar la imagen anterior.

El siguiente escalón dentro del tipo de escaneo seleccionado sería que el patrón de escaneo fuera bidimensional, cubriendo todo el ancho no solo con una fila de píxeles sino con varias.

Dado el perfil de bajo coste de la misión y la necesidad, por tanto, de atenerse a cámaras comerciales, se obviará el paso en el que se debería estudiar la absorción de los fotones, la cual depende del material elegido, que genera, al impactar con el elemento sensor, los voltajes e intensidades que posteriormente se convierten en datos.

Este efecto es importante en cámara de otros rangos del espectro electromagnético, pero en el diseño elegido no podrá variar este parámetro sino que lo adoptará de la cámara elegida como carga de pago.

En cualquier caso, es relevante comentar que un detector de silicio ofrece un rendimiento suficiente para su uso en el espectro de 0,4 a 0,8 μm , donde se encuentra la mayoría del espectro visible, además de tener una velocidad de lectura y capacidad, en cuanto a píxeles por línea, que cumple holgadamente las necesidades típicas. Además, otros materiales requerirían un enfriamiento continuo para aumentar la sensibilidad, lo cual encarece y complica el sistema.

Respecto del modo de operación, resulta sumamente sencillo pues no tiene ninguna interacción activa, simplemente toma imágenes y no es necesario hacer ningún análisis posterior: diferenciación de zonas dentro de la propia imagen, interpretación de colores, etc.

En “*Space Mission Analysis and Design*”, ya mencionado como obra de referencia para esta parte del diseño, se propone un método de análisis de cargas de pago ópticas con la intención de poder establecer comparaciones entre ellas y conocer su adecuación a las necesidades propias de cada misión. Dado que no disponemos de los datos suficientes de ambas cámaras como para realizar el estudio propuesto, ya que el acceso a cierto tipo de datos es complicado, cuando no imposible, y al no tratarse de un proyecto real ni completo, se seleccionará la cámara según las ventajas y desventajas que ofrezca cada una al desarrollo de la misión Plymouth. Este cambio en el proceso de decisión puede afectar al desarrollo completo en el sentido de que pueda ser que la opción elegida puede no sea la que minimice el coste total, pero sí será adecuada para el funcionamiento normal del satélite.

Aun no conociendo el modelo final que se empleará en la misión, es posible vislumbrar alguno de los impactos que la carga útil pueda tener finalmente en el conjunto de subsistemas y en el satélite en general. Algunos de estos campos de estudio no solo se ven influenciados por la carga útil sino por varios.

En primer lugar, un requisito que puede parecer insignificante pero que cobra una importancia absoluta es el referido a la rigidez de la estructura. Se debe principalmente a la necesidad de que el sistema de control de actitud y la cámara guarden una relación posicional conocida y constante, lo cual obliga a tener una estructura suficientemente rígida como para que estas posiciones no sufran desviaciones. Existen muchas causas que pueden hacer que se produzcan, como por ejemplo, la microgravedad, que provoca unos casos de carga muy distintos en concepto a los que se producirían en la Tierra; otro punto de atención son las fuerzas y vibraciones que se producen en el despegue del vehículo lanzador y que pueden generar un desalineamiento desde el inicio de la misión.

Por otro lado, la distribución de los componentes en el volumen interior del satélite, puede verse afectada por dos motivos principales: primero, porque situando de una manera adecuada los componentes del sistema de control de actitud respecto de la carga útil, pueden minimizarse los efectos de las desviaciones. Y, segundo, porque pueda ser necesario anclar la cámara a la estructura primaria, además de hacerlo en una posición y orientación determinadas que puede generar que haya zonas inaccesibles en el volumen interior.

Otro subsistema que puede influir en el funcionamiento de la carga útil es el térmico, por lo que ha de asegurarse que en ningún momento la temperatura interior del satélite exceda, ya sea por mínimos o por máximos, el rango de temperaturas nominales de funcionamiento. En caso de fallo, y de tratarse de un sistema activo, se podría buscar que el ambiente térmico respetase las especificaciones de almacenamiento, para así al menos no dañar la carga útil y poder encenderla cuando la temperatura fuera la adecuada. Este mismo control de la temperatura para el funcionamiento de la cámara ha de tenerse en cuenta para todos los subsistemas, especialmente los electrónicos o eléctricos.

Fuera del diseño propiamente dicho del satélite, otro aspecto a tener en cuenta, sobre todo al tratar con instrumentos ópticos, es la disponibilidad de zonas o salas limpias, en las cuales se puedan manejar estos componentes sin peligro de contaminación por polvo u otras partículas. El rango necesario suele variar de 100 a 10.000 ppm.

2.5 Referencias

[1] Wertz, J. R., y Reinert, R. P. (1999). Mission Characterization. En Wertz, J. R., & Larson, W. J. (Eds.), *Space Mission Analysis and Design* (3ª ed.). Microcosm Press.

[2] European Cooperation For Space Standarization. *Project planning and implementation*. ECSS-M-ST-10C. 2º Ed. Noordwijk: ECSS Secretariat, 2008.

3 Definición de la órbita y sus elementos

Uno de los principales factores que afectan al coste en una misión espacial como la presente es la altitud a la que orbitará el satélite a la hora de realizar las funciones propias de la misión; en este caso, tomar imágenes de la Tierra.

Sin embargo, en una misión se dan distintos tipos de orbitas según el momento de la misma ya que puede ser necesario tener el satélite en una órbita de parking, posteriormente transferirlo a otra órbita que sea la operacional, etc. Esto requiere un estudio y definición de cada tipo de órbita para conocer distintos aspectos que influyen en el diseño del satélite, como puede ser el presupuesto de combustible.

En el presente caso, tratándose de una órbita de baja altitud y una misión de bajo coste, sólo se estudiará la órbita operacional, ya que no son necesarias ningún otro tipo de órbitas (la única excepción será la posible órbita de fin de misión, que dependerá del procedimiento elegido). Además, es importante conocer que dicha órbita operacional estará referenciada a la Tierra.

El principal requisito de la órbita seleccionada será permitir la operación correcta de la carga útil, de igual manera, que el impacto propio que la toma de esta decisión tiene a nivel operativo sobre el resto de subsistemas, como, por ejemplo, la comunicación con la estación de Tierra, se mantenga en un rango que no incremente excesivamente el coste total del satélite y la misión.

Por la propia definición de la misión, la órbita tendrá una baja altitud, cuyo rango se suele situar entre los 500 y 1000 km, dependiendo del autor. Esto hace desestimar otro tipo de órbitas como la geoestacionaria.

Esta órbita, ampliamente conocida en la actualidad, se basa en coordinar su giro alrededor de la Tierra con el que ésta tiene alrededor de su eje de rotación, de manera que el satélite se encuentra siempre sobre el mismo punto geográfico o al menos, su movimiento aparente es muy reducido, con una traza muy particular. En la Figura 3.1 se muestra esta traza, mientras que en la secuencia de la Figura 3.2 se puede apreciar el movimiento aparente de este tipo de órbitas.

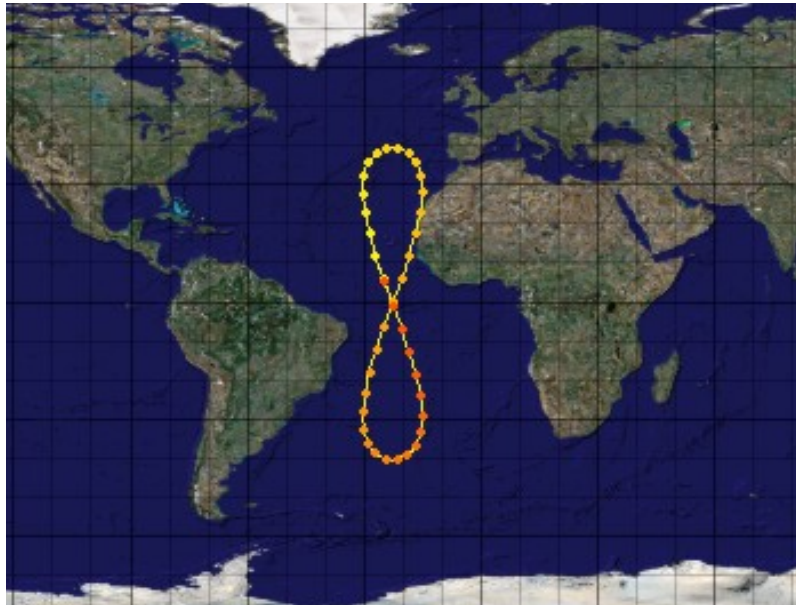


Figura 3.1 Traza de una órbita geoestacionaria. La amplitud del lóbulo suele ser mucho menor, de unos pocos grados de inclinación.

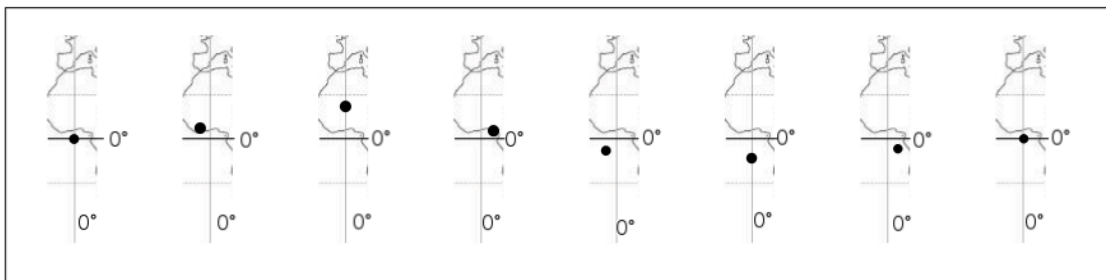


Figura 3.2 Movimiento aparente de un satélite en órbita GEO

En las órbitas LEO, lo común es que estas sean circulares o de muy poca excentricidad, por ello se puede excluir también del estudio la órbita Molniya, que se caracteriza por tener una alta excentricidad, además de otras características. Este tipo de órbitas están indicadas para misiones que requieran un paso por, habitualmente, el polo norte de baja altitud, mientras que por su elevada excentricidad, el resto de la órbita se realiza a gran distancia de la Tierra. El periodo típico es de 12 horas.

Por último, dentro del conjunto de órbitas bajas y circulares, hay algunas que tienen características especiales como pueden ser las heliosíncronas o las congeladas. De manera resumida se pueden definir a las primeras como una órbita que resulta de la coordinación de la rotación de la propia órbita y de la traslación de la Tierra alrededor del Sol para mantener su geometría relativa constante; y a las segundas, aquellas que minimizan los cambios en sus parámetros fundamentales, pudiendo considerarse constantes y simplificar por tanto cierto procesos.

Por mantener coherencia con el desarrollo del UPMSat-2 se fija que la órbita sea heliosíncrona, que conlleva una serie de ventajas útiles para el objetivo de la misión Plymouth. Además, la órbita será de mediodía, un fenómeno que se expone en la Figura 3.3 y que provoca, a diferencia de las de tarde, que parte de la órbita se realice sin radiación solar, es decir, en eclipse.

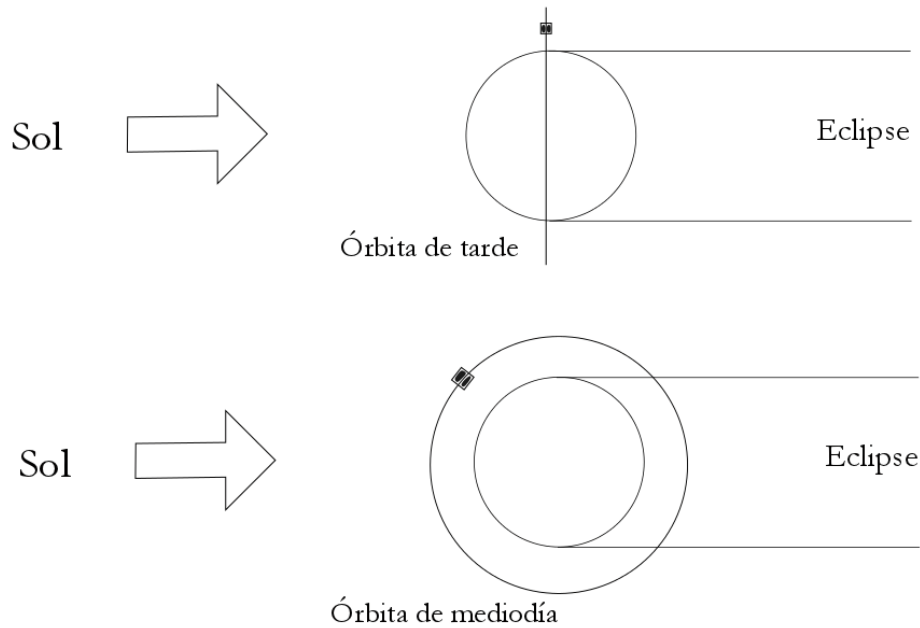


Figura 3.3 Esquema de las órbitas de mediodía y de tarde.

Este fenómeno se produce gracias a una perturbación (que habitualmente son negativas), en concreto la producida por el achatamiento de la esfera terrestre. Se explica por el hecho de que la línea de nodos deja de ser paralela a sí misma a lo largo del movimiento de traslación de la Tierra, para pasar a ser móvil. Al igualar esa variabilidad con la precesión del radio orbital terrestre se obtiene el fenómeno de heliosincronismo.

Para este tipo de misiones, las órbitas heliosíncronas presentan algunas características que resultan ventajosas. Por ejemplo, la orientación fija respecto del Sol que ya se ha expuesto previamente, hace que el entorno térmico sea prácticamente constante, lo que facilita y simplifica el estudio y diseño del sistema de control térmico.

Otra ventaja, especialmente para misiones de observación de la Tierra, es que al pasar por los puntos dados a las mismas horas solares en cada uno, la iluminación es muy similar, lo que facilita el estudio de las imágenes obtenidas.

Hay que resaltar que no se trata de una órbita única, si no que depende de varios parámetros: la altitud, la excentricidad y la inclinación de la órbita; dando un número indefinido de posibilidades. Tal y como se ha definido previamente, la excentricidad queda fijada en cero, por lo que deja de ser una variable. La relación entre las otras dos variables se expresa por la ecuación siguiente ^[1].

$$\frac{\cos i}{(1 - e^2)^2} = -0,0989 \cdot \left(\frac{a}{R_{Tierra}} \right)^{7/2}$$

Dando valores a la altitud se puede representar su efecto en la inclinación que tendrá la órbita (véase Figura 3.4) y queda demostrado que cualquier altitud que se elija (dentro del rango LEO y con heliosincronismo) tendrá una inclinación mayor de 90 grados, es decir, será una órbita retrógrada. Es importante resaltar que el rango de

inclinaciones aptas es muy estrecho, de 98,4 a 99,5 grados, mientras que el rango en altitudes si es amplio, de 500 a 1000 kilómetros².

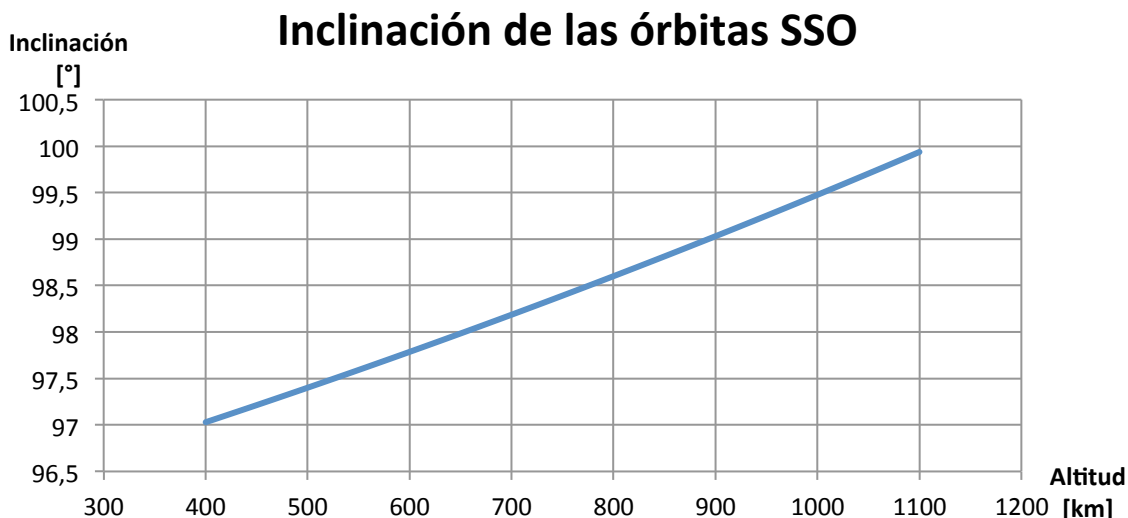


Figura 3.4 Inclinación de las órbitas SSO según la altitud.

Por ello, aunque no hay mucho margen de decisión en cuanto a la inclinación, un cambio mínimo de la misma puede acarrear un gran cambio en la altitud por lo que se supeditará la inclinación a la altitud final elegida.

Como se acaba de comentar, el parámetro principal en la elección será la altitud. Es de vital importancia una correcta elección, pues afecta a todos los campos posibles de la misión: cumplimiento en régimen aceptable de la misión, comunicaciones, duración de la misma, posibilidades de lanzamiento e incluso restricciones legales. Obviamente, todos ellos repercuten en el coste total de la misión.

A causa de esta distribución discreta de posibilidades, se buscarán en primer lugar distintos pares de valores de altitud y tiempo de revisita, eligiendo, de entre los parámetros obtenidos en función de las ventajas y desventajas para el resto de campos, que pudieran resultar afectados por la decisión final. En realidad, hay que mencionar que para cualquier altitud siempre se tendrá un número exacto de órbitas si se espera el suficiente tiempo. Para profundizar en este campo, se puede consultar Boain (2004), que ha servido de referencia, junto a otros, en el diseño de la órbita.

Anteriormente, en el diseño de la misión, se expuso que sería conveniente que el tiempo que se tarda en escanear un mismo punto de la superficie terrestre dos veces consecutivas, es decir, el tiempo de revisita, fuera corto, con el fin de tener una resolución temporal adecuada. Finalmente este límite superior se fija en diez días, ya que con el objetivo de estudio que se tiene, no se buscan cambios a muy corto plazo, sino coordinado con la duración de las estaciones climatológicas. En cualquier caso, no es necesario cerrar estas posibilidades siempre y cuando no sea un límite excesivamente grande.

² Dependiendo del autor, los límites de este rango se fijan en distintos puntos. Más adelante se explica por qué se ha decidido fijarlos en 500 y 1000 km.

De esta manera se eliminan una gran parte de las posibilidades que, además, proporcionan una resolución temporal muy baja para la misión, como ya se ha mencionado. Además, ciertas partes de la traza y del globo terrestre son cubiertas por varias órbitas, por lo que no es necesario esperar el ciclo completo para volver a sobrevolar un punto dado. El problema radica en la cantidad de datos que debe acumular antes de poder transmitirlos. Por otro lado, el rango de altitudes se ha definido ya para aquellas entre 500 y 1000 kilómetros, lo que limita de nuevo el número de pares de valores aún válidos.

En primer lugar, se puede estudiar su efecto sobre la cobertura visual que tendrá la carga de pago. Hay cuatro parámetros ^[2] clave en lo que se refiere a la observación terrestre. Se agrupan dos a dos según se apliquen a un momento (tomando la situación como estática) o al cambio que se produce (situación dinámica):

Área observada por el campo de visión (F_A): Superficie que está observando la cámara en un momento dado.

Longitud total observable instantánea (IAL): Ancho total que podría observar la cámara en un instante dado. Esta distancia es perpendicular a la traza en el caso de observación tenida en cuenta, que es con la orientación según la vertical.

Ritmo de nueva observación (ACR): Área por unidad de tiempo que la cámara está observando por primera vez en la órbita.

Ritmo de aparición de nueva superficie observable (AAR): Área por unidad de tiempo que entra en la zona a la que la cámara tendría acceso visual, es decir en la IAL. En el caso estudiado, toma el mismo valor que el anterior parámetro, ACR.

En el caso de una misión de órbita baja, resultan más importantes los dos últimos parámetros que los estáticos, debido a que la velocidad relativa del satélite es alta, en comparación con otras órbitas, por ejemplo, la geoestacionaria en la que es casi nula.

Estos parámetros se pueden calcular de manera analítica, que, aun conteniendo errores, ofrece una buena aproximación de los datos para el dimensionado del satélite. En este momento, más que calcularlos, lo interesante es obtener cómo dependen los mismos de la altitud elegida. Para ello es útil observar previamente la Figura 3.5 que muestra la geometría del problema.

Y las fórmulas que permiten obtener los parámetros son las incluidas en la Tabla 3.1.

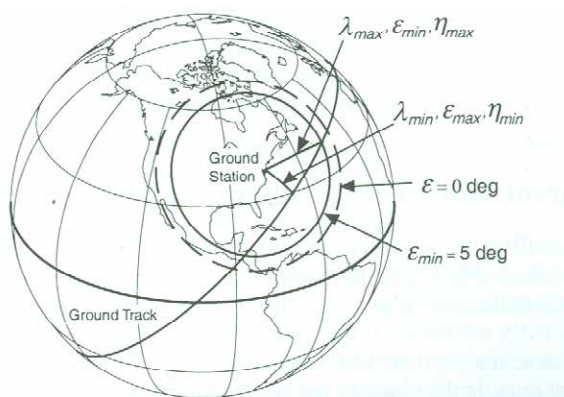


Figura 3.5 Traza de un satélite y geometría de la vista desde el mismo.

Tabla 3.1 Ecuaciones de los parámetros de observación terrestre.

Parámetro	Ecuación
F_A	$\left(\frac{\pi \cdot D \cdot K_L}{4}\right) \cdot \text{sen}(\theta) \cdot (\lambda_1 + \lambda_2)$
IAA	$K_L(\lambda_1 \pm \lambda_2)$
ACR	$\frac{K_A(\text{sen}(\lambda_1) \pm \text{sen}(\lambda_2))}{P}$
AAR	$\frac{K_A(\text{sen}(\lambda_1) \pm \text{sen}(\lambda_2))}{P}$

En la mencionada tabla aparecen ciertas variables y posibilidades que no se han mencionado. Por ejemplo, θ , que representa el ángulo de visión. K_L y K_A , son constantes que se añaden para conseguir el cambio de unidades: para obtener datos en kilómetros K_L debe ser 111,319543 mientras que K_A , para obtener km^2 , ha de ser $2,55604187 \times 10^8$. Respecto del signo en las tres últimas ecuaciones, ha de escogerse el signo positivo, que corresponde al caso en el que cada límite se encuentra a un lado distinto de la traza (véase Figura 3.6).

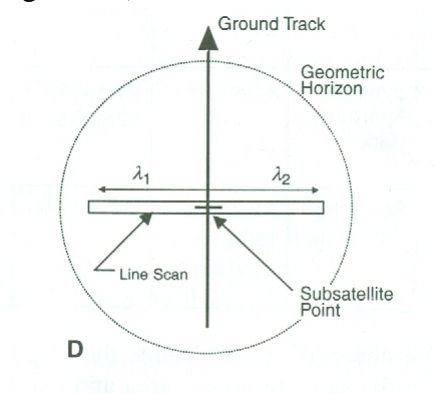


Figura 3.6 Parámetros de la observación desde el punto de vista del satélite.

A la hora de analizar la influencia de la altitud, las fórmulas con las que se puede conocer la dependencia de los parámetros son mostradas en la Tabla 3.1.

El resultado es que cuanto mayor es la altitud, mayor es el área cubierta y, en general, todos los parámetros, como era de esperar. En cualquier caso, es importante saber que un mayor área no asegura un mejor cumplimiento del objetivo ni un ahorro en el presupuesto, por cubrir mayor superficie por órbita. En realidad, el obtener una imagen más grande, por tanto de mayor peso digital se requerirá un mejor sistema de transmisión ya que el mensaje será más pesado y la distancia también mayor.

3.1 Ambiente espacial y supervivencia

Un factor básico que hay que tener en cuenta a la hora de seleccionar la altitud a la que el satélite desarrollará su misión es la durabilidad que ofrezca dicha cota. Según la distancia a la Tierra se producen distintos efectos con distintas magnitudes que hacen que ciertos rangos permitan una mayor duración de la vida útil del aparato.

Uno de los principales agentes que afectan a la vida de un satélite situado en la zona propia de órbitas LEO es la alta atmósfera. Junto con la radiación solar y ciertos fenómenos derivados de ella, son los problemas a tener en cuenta en una primera aproximación para la supervivencia y mantenimiento de la misión.

Respecto de la resistencia aerodinámica, se puede aceptar que a partir de 600 km su efecto deja de ser comparable con la propia duración esperada de la misión [3], con lo que no es uno de los agentes problemáticos si se elige la altura adecuada. Para comprender la aproximación tomada, basta decir que la densidad atmosférica a 600 kilómetros de altitud es de 10^{-13} kg/m^3 ^[4], es decir, trece ordenes de magnitud menor que en la superficie terrestre. Aun contando con que la velocidad es de $6 \times 10^3 \text{ m/s}$ y queda elevada al cuadrado, queda una expresión con varios ordenes de magnitud negativos.

Sin embargo, todas estas aproximaciones y comparaciones están hechas con los ordenes de magnitud propios de la Tierra. Todo ello puede comportarse de manera distinta si se toma ahora un ambiente de microgravedad como en el que se encontraría el satélite, por el hecho de presentar una “constante” caída hacia la Tierra, viéndose ésta compensada de manera casi perfecta, por la velocidad orbital.

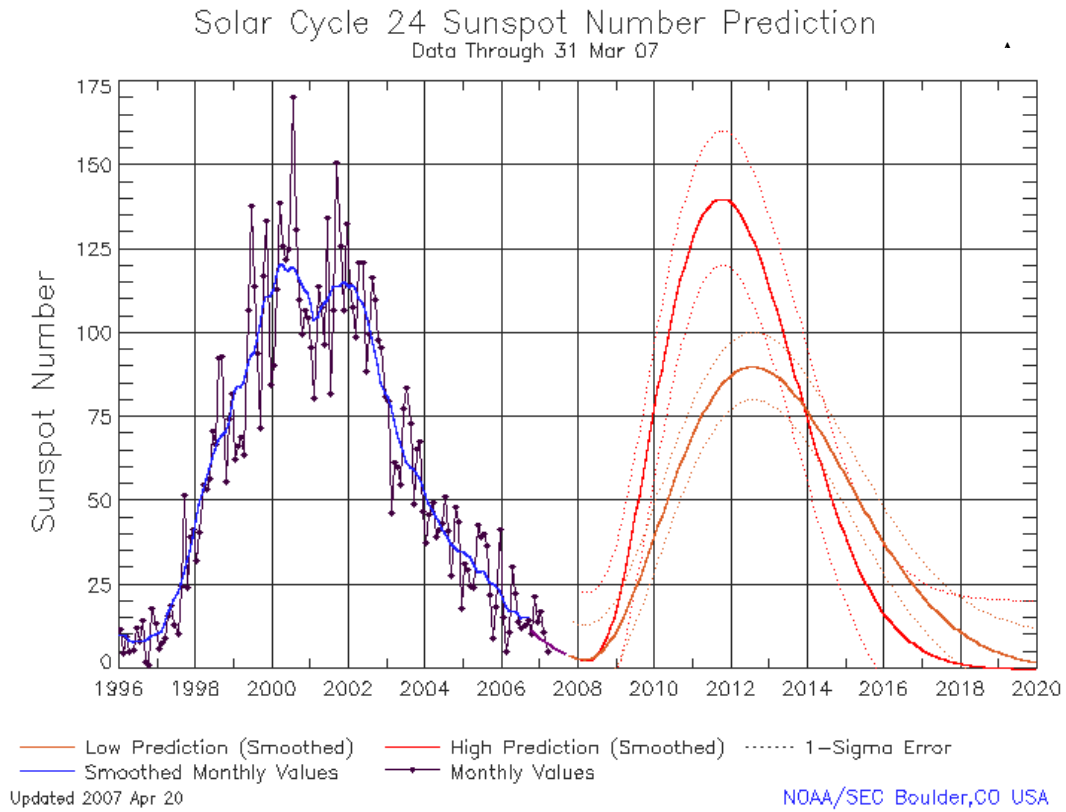
Este estado de compensación de fuerzas, entre la gravitatoria y la centrífuga, hace que cualquier otra fuerza, por pequeña que sea, como la aerodinámica, pueda tener un efecto significativo, al menos, en el largo plazo. Por tanto, las comparaciones de ordenes de magnitud previas pueden perder su sentido en el entorno de la órbita.

Otro fenómeno que ocurre por estar inmerso en la parte alta de la atmósfera es la degradación por radiación solar y partículas electromagnéticas, que además tiene que ver con el ciclo solar. Su predicción es difícil pero en cambio, sus valores medios son más fáciles de entender. Como resumen, el ciclo solar dura once años, en los que alcanza un pico máximo y una zona de valle. El parámetro con el cual se mide esta fluctuación es la magnitud del flujo de ondas de 10,7 cm de longitud de onda que emite el Sol y varía entre $225 \times 10^{-22} \text{ W/m}^2 \cdot \text{Hz}$ y $75 \times 10^{-22} \text{ W/m}^2 \cdot \text{Hz}$. También se expresa como $F_{10.7}=225$ y $F_{10.7}=75$ respectivamente.

A la dificultad de conocer de antemano estas cantidades, se añade que para parte del rango de altitudes LEO (500-800 km), la diferencia entre los periodos de máximo y los de mínimo es de casi dos ordenes de magnitud, con lo cual, el decaimiento será mucho mayor en los años de máximo, haciendo importante conocer el periodo solar en el que se despliega el satélite. Para minimizar este efecto se puede optar por dotar de un alto coeficiente balístico al diseño.

El actual ciclo solar comenzó en 2008, y por tanto se prevé que su periodo característico de once años acabe en 2019. Dentro de ese ciclo, la previsión de años pico en el ciclo solar se muestra en la Figura 3.7 A donde se observa que el pico se dará alrededor del año 2012^[5]. Este dato corresponde a una previsión de la organización *National Oceanic & Atmospheric Administration* (NOAA) en 2007, coincidiendo con el fin del anterior ciclo solar. También se presentan en la Figura 3.7 B y C, que muestra el

estado y previsión dos años después, en 2009, y otra más reciente, de septiembre de 2012, en la que se muestra la entrada en el pico del 24º ciclo solar. Por tanto, para alargar la vida útil del satélite, es recomendable que el lanzamiento de este se programe a partir del año 2015, cuando el ciclo se encontrará en valores similares a los actuales pero con tendencia decreciente.



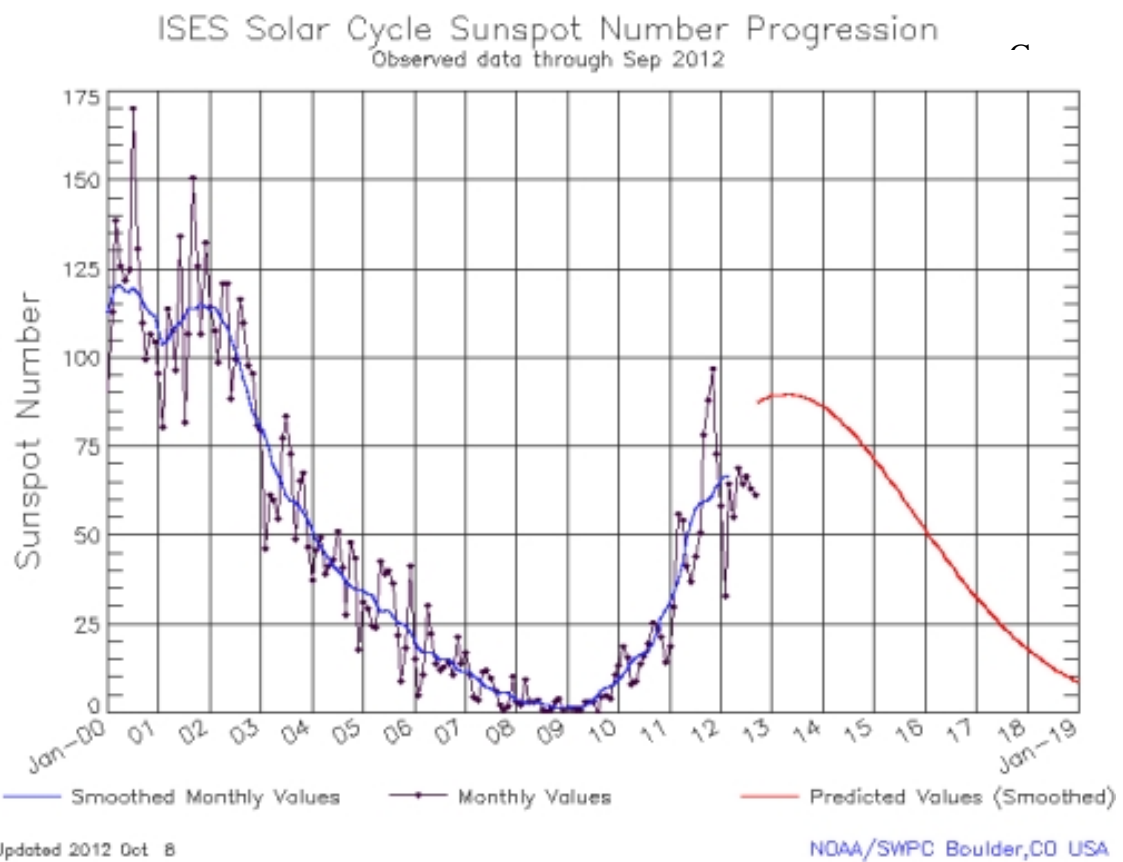
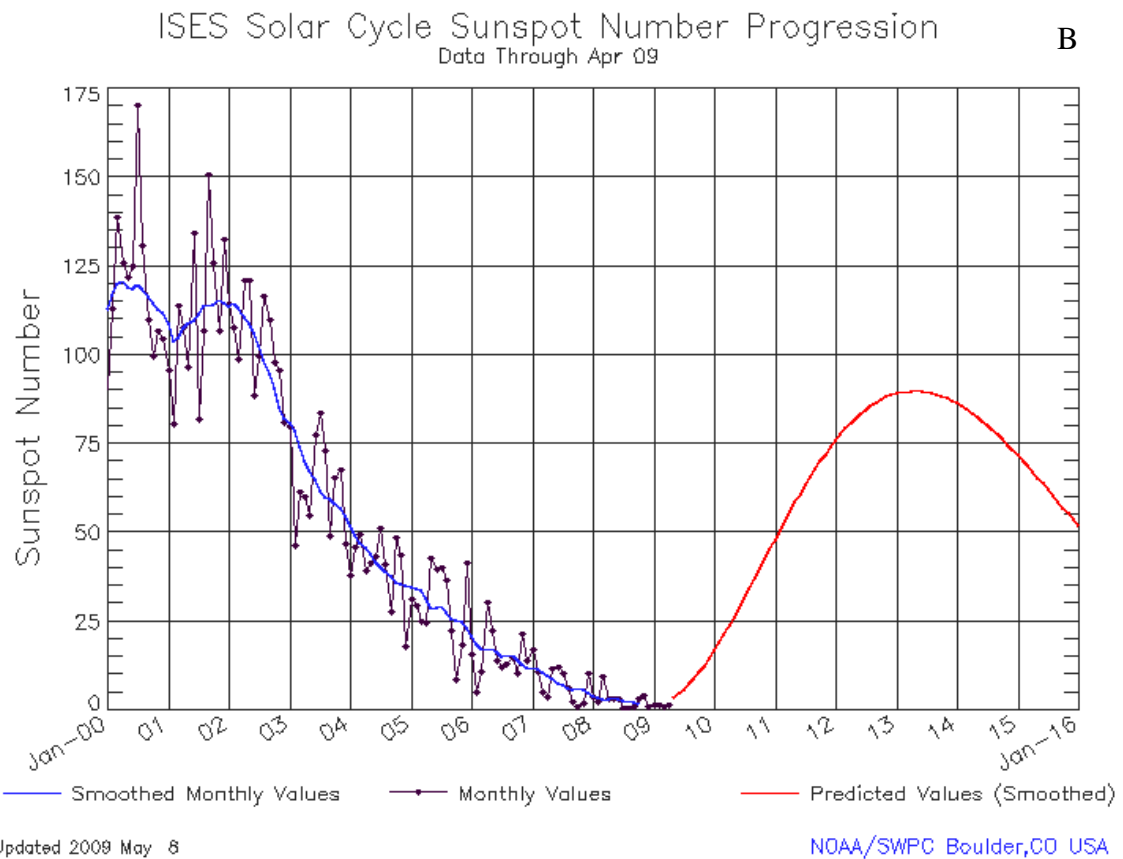


Figura 3.7 Previsiones del ciclo solar nº 11 en los años 2007, (A); 2009, (B); y 2012, (C). Extraídas del sitio web de NOAA.

Como último fenómeno dentro de los existentes por la presencia de la atmósfera se encuentra el impacto de oxígeno atómico. Aunque normalmente el oxígeno se encuentra en forma biatómica, los rayos UV provenientes del Sol disocian tales moléculas convirtiéndolo en oxígeno simple. Este se convierte en el constituyente más abundante en torno a los 175 km, descendiendo varios órdenes de magnitud, hasta 10^{11} átomos/m³, para altitudes de 600 km. Sin embargo, depende del estado del ciclo solar, pues en años de máximo solar se sitúa en torno 10^{14} átomos/m³. Su principal efecto en la supervivencia del satélite se produce por el daño que causa en las placas solares, haciendo que pierdan eficiencia y generen menos potencia.

Otra característica de la Tierra que genera efectos que pueden afectar al funcionamiento de los satélites es el campo magnético. En concreto, el fenómeno conocido como Cinturones de Van Allen, que son zonas del espacio cercano a la Tierra que han atrapado numerosas partículas eléctricas capaces de cambiar el funcionamiento normal de los satélites. Aunque están por toda la zona de umbra terrestre, la concentración es relevante en los llamados cinturón interno y cinturón externo. El segundo no crea ningún problema a la misión, pues tiene su centro a más de 30000 km del centro de la Tierra. Sin embargo, el primero se encuentra a unos 8300 km del centro terrestre, es decir, a 1900 km de altitud y es importante desde los 1000 km de altitud, por lo que la órbita no deberá entrar en ese rango.

Otro factor de riesgo, de naturaleza distinta a todos los anteriores, es la basura espacial, que está formada por todo tipo de objetos, en gran parte localizados y modelizados, que orbitan la Tierra y provienen de otras aeronaves destruidas, piezas perdidas, etc. En el documento correspondiente de la serie ECSS se pueden encontrar dos distribuciones de objetos según su valor de semieje mayor e inclinación. Se han traído dichas figuras (véase Figura 3.8 A) para poder comprobar que, para la inclinación en la que estará el satélite, es inevitable situarlo en la zona más poblada. Pero en cuanto a altitud, se observa que la zona con mayor número de objetos está entre los 850 km y 1375 km (son valores aproximados, nótese que en la Figura 3.8 B el eje representa la distancia al centro terrestre), siendo ese el rango a evitar si se quiere ganar seguridad en la misión.

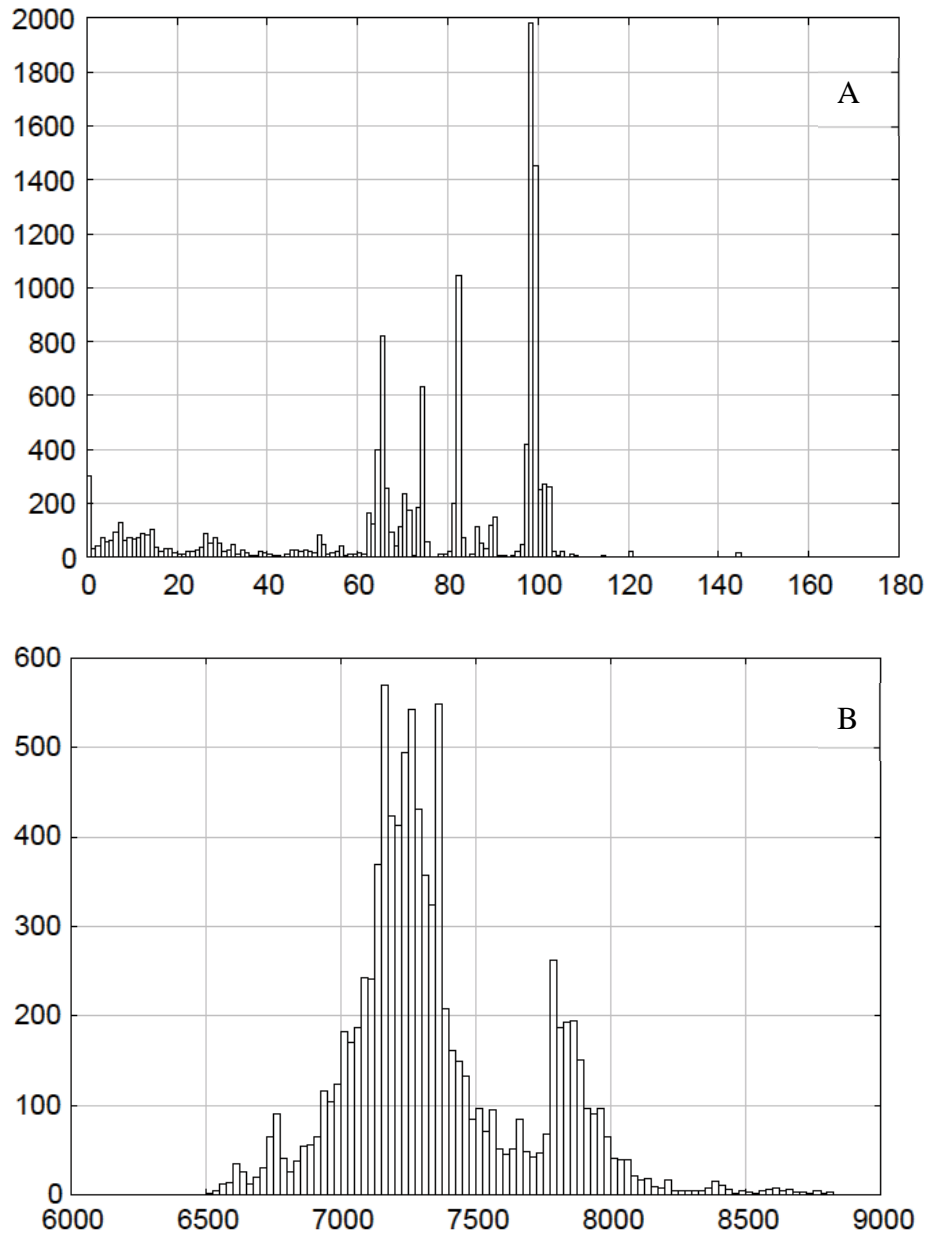


Figura 3.8 Concentración de basura espacial según inclinación orbital (A) y según el semieje mayor de la órbita.

En el punto actual del desarrollo de la órbita, se puede restringir el estudio de órbitas, o de pares altitud-inclinación, a aquellos cuya altitud se sitúe entre los 650 km y 750 km. Además, en cuanto a la resolución temporal, se limita a pares de menos de 10 días de tiempo de revisita, siendo el mínimo dos, ya que no hay ninguna órbita con un solo día de tiempo de revisita en el rango estudiado. En la Figura 3.9 se exponen todas las órbitas entre 600 km y 1000 km de altitud (marcadas en azul), con las que se encuentran entre 650 km y 750 km resaltadas (marcadas en rojo).

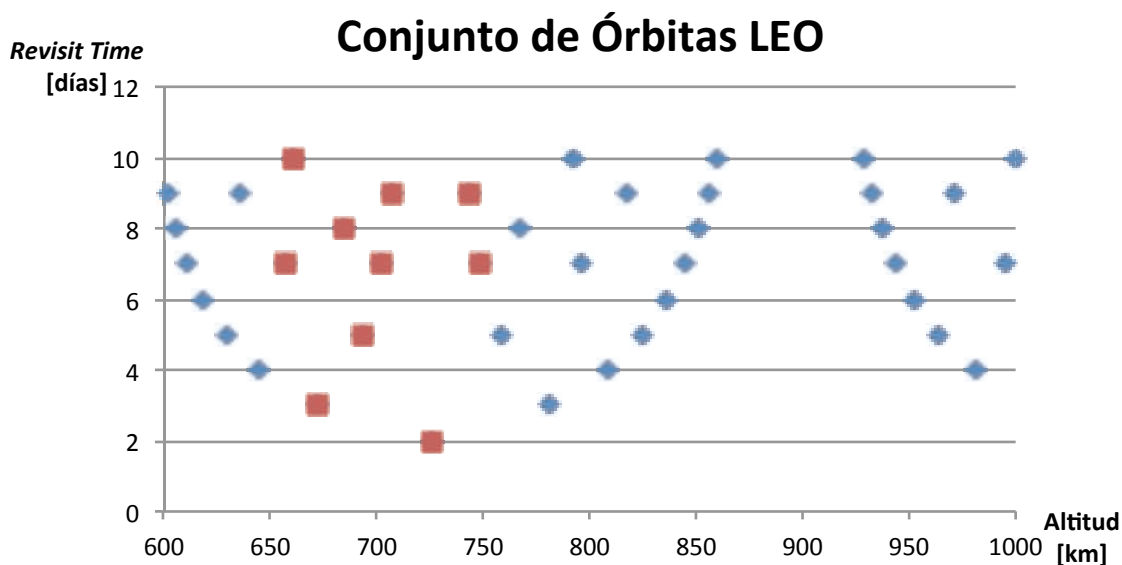


Figura 3.9 Conjunto de órbitas seleccionables para un tiempo de revisita menor que 10 días y altitud entre 600 y 1000 km.

3.2 Selección del lanzador

Tras todo el proceso recorrido hasta ahora, y aun habiendo seleccionado la altitud perfecta, es posible que no se disponga de un vehículo lanzador con el que ponerlo en órbita. Por ello, es necesario estudiar las posibilidades de lanzadera en función de su masa y volumen admitido (lo marca la campana, *fairing*, donde se aloja el/los satélite/s) y de las órbitas en las que puede inyectar el satélite, además muchas variables importantes como el coste. A estos factores se les añade el propio que se impuso a la misión que limitaba los lanzadores a los empleados por la Agencia Espacial Europea.

Además de esta limitación, para seguir la línea de diseño de las dos misiones de la serie UPMSat, se tendrá preferencia por el uso del sistema Ariane en el régimen de carga de pago secundaria en un lanzamiento compartido. Sin embargo, se estudiarán las otras dos opciones disponibles, Soyuz y Vega, para asegurar que no se pierde alguna ventaja que incrementase de manera significativa su uso en lugar del sistema ASAP.

También será necesario determinar el punto de lanzamiento, aunque es posible que ciertos vehículos sólo puedan lanzarse desde una de las bases. Para el caso de la ESA, se dispone de dos puntos de lanzamientos: el Puerto Espacial Europeo en Kourou (Guyana francesa) y el Cosmódromo de Baikonur (Rusia).

Posteriormente a estos aspectos, aunque no menos importantes, están los requisitos dinámicos y estructurales así como la compatibilidad con las interfaces ofrecidas por el vehículo y estipuladas en el documento correspondiente. Generalmente, los cambios de uno a otro no afectan radicalmente al diseño pero es necesario confirmar que cumplen todo lo establecido. Otro punto relevante es el ambiente de limpieza y comunicaciones que tenga cada campana

En cuanto a las dimensiones físicas, no sólo es importante en cuanto a envolvente másica y volumétrica, sino también en la forma de unión del satélite y el adaptador, las formas de acceso al satélite una vez instalado en el lanzador e incluso el ambiente sonoro, que genera unas cargas difíciles de modelar.

Para conocer el entorno que ofrece cada sistema, es necesario acudir a las guías de usuario o manuales. De manera resumida, se exponen las posibles restricciones de masa y volumen que tiene cada lanzador, junto con una breve reseña histórica de cada uno. Posteriormente a eso, se incluyen una serie de tablas con la comparación de parámetros a tener en cuenta para el diseño y ensayos del satélite según el lanzador.

3.2.1 Ariane 5

En primer lugar se estudian las posibilidades que ofrece el lanzador Ariane, en la configuración de carga de pago auxiliar.

Ariane 5 es el último escalón de una serie de vehículos que lleva en funcionamiento desde 1973, gracias al impulso de numerosos países europeos en el ámbito político, económico y técnico.

En 1979, el Ariane 1 completó su primer vuelo con una carga máxima de 1800 kg para una órbita geoestacionaria. Antes de 1985, el Ariane 2 y el Ariane 3 ya habían realizado numerosas misiones de manera sucesiva alcanzando una capacidad de masa de 2200 kg y 2700 kg respectivamente para GTO. Al mismo tiempo que esto sucedía, ya se había iniciado el desarrollo del Ariane 4, que realizaría su vuelo inaugural en 1988, siendo adaptable a diferentes misiones gracias a sus seis posibles configuraciones. La masa máxima inyectable en órbita geoestacionaria era ya de 4800 kg y alcanzó una serie de 74 vuelos satisfactorios.

De igual manera que con el Ariane 4, cuando éste no se había bautizado, se comenzó el acuerdo de construir una siguiente versión, el Ariane 5. Es el modelo en funcionamiento actualmente con una gran cantidad de vuelos y satélites desplegados: 67 vuelos, con dos fallos parciales y otros dos completos. Se inició en 1996, aunque la versión que más vuelos ha realizado, 38, es el Ariane 5 ECA, que comenzó a usarse en el año 2002.



Figura 3.10 Ariane 5.

El lanzador tiene un diámetro de unos 5,5 m y una altura de aproximadamente 50 m, dependiendo de la versión. Como muchos otros lanzadores, tiene tres etapas propulsoras más la cofia de la carga de pago.

En primer lugar se encuentra el motor principal criogénico (EPC), que emplea hidrógeno líquido y oxígeno líquido para producir algo menos de 1400 kN medidos en vacío. Mide 31 m de longitud con un diámetro de 5,4 m. Su tobera es orientable, para poder producir momentos en los ejes transversales. Además de este motor, tiene dos auxiliares de propulsante sólido de tipo booster (EAP), adheridos al EPC, que añaden 7000 kN de empuje cada uno, siendo estos motores los que aportan la mayor parte del empuje en el despegue. Miden 27 m de longitud y 3 m de diámetro y son desanclados automáticamente cuando se detecta la pérdida del empuje.

Encima de estas etapas se encuentra la tercera etapa, ya en la sección superior. La parte baja corresponde a la etapa criogénica superior (ESC-A), con unas dimensiones de 5,4 m de diámetro y 4,8 m de altura. Es propulsada también por hidrógeno y oxígeno, ambos en estado líquido. Tiene mucho menor empuje, 67 kN, pero, mediante pequeñas toberas de helio gaseoso, puede controlar el momento en el eje longitudinal, controlándose los otros dos ejes mediante la tobera principal orientable. Cuando se alcanza la fase balística, el control sobre los ejes se realiza mediante toberas de helio gaseoso y un pequeño empuje de dos toberas de oxígeno gaseoso.

En la parte superior de esta etapa se encuentra la bahía de equipamiento (VEB), donde se alojan todos los sistemas de seguridad, guiado, control, etc. Por último se encuentra la cofia, con forma aerodinámica, que está constituida por dos mitades y recubierta internamente por paneles atenuadores del ruido. El diámetro se mantiene en 5,4 m y la longitud es de 17 m.

Este lanzador permite incluir en el lanzamiento hasta ocho microsátélites, pudiendo ser seis en caso de que además haya dos minisatélites. En cualquier caso, los microsátélites tienen su propio sistema de interfaces y normas de dimensionado. Todo esto se define en el documento *Ariane 5 Structure for Auxiliary Payload (ASAP 5) User's Guide*, disponible en el sitio web de la empresa Arianespace. Por ello, todos los datos expuestos a continuación están directamente extraídos de dicho documento.

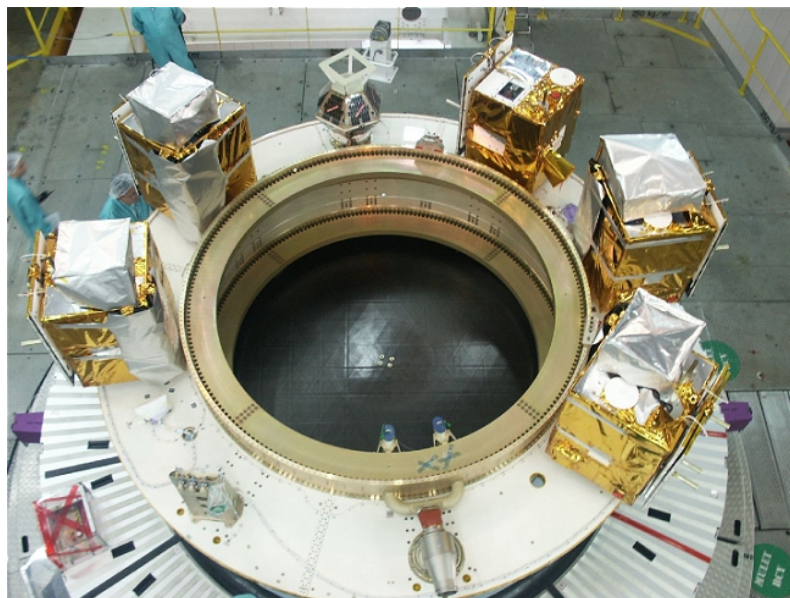


Figura 3.11 Satélites implementados en el ASAP-5. Obtenida del sitio web de CNES.

Las propiedades máxicas obligan a cumplir con un peso máximo de 120 kg con el centro de gravedad situado a menos de 450 mm de la base (es decir, según el eje vertical) medidos desde el plano de ensamblaje) y alejarse un máximo de 5 mm en las direcciones transversales. Además, los momentos de inercia deben ser menores de 20

$\text{kg} \cdot \text{m}^2$. Un dato a tener en cuenta con respecto al peso final del satélite en la órbita es que habrá alrededor de 1 kg de masa residual proveniente del sistema de separación.

Estas directrices se complementan con las volumétricas, que obligan a que el satélite no sea mayor que un prisma con una base cuadrada de 600 mm de lado y una altura de 710 mm, aunque esta última puede llegar a ser mayor si fuera necesario. Una posibilidad que resulta de gran ayuda en la misión Plymouth es que, en el centro de la base, se puede abrir un espacio circular de 140 mm de diámetro en el sistema de unión, lo que permitiría acomodar la cámara.

3.2.2 Vega

Otra de las posibilidades tenida en cuenta en la decisión es el lanzador Vega. Como se ha dicho, pertenece también a la ESA. Sin embargo, proviene de una iniciativa italiana en 1988, y diez años después se lanzó el proyecto como europeo. Tras los trámites directivos pertinentes, en diciembre de 2000 comenzó el desarrollo y aunque su primer lanzamiento se planificó para 2007, con una cadencia de cuatro anuales. Finalmente, su primer lanzamiento fue en febrero de 2012 ^[6] desde las instalaciones que se utilizaban para el Ariane 1 en el Puerto Espacial Europeo.



Figura 3.12 Impresión artística del despegue de Vega.

La principal diferencia visual del lanzador Vega respecto a otros, por ejemplo de la ESA, es la falta de motores adheridos a la columna principal del cohete. Esto hace inequívoco el orden de ignición de las etapas según se desarrolla el lanzamiento. Como dato general, tiene casi 30 m de altura y un diámetro de 3 m.

En la primera etapa (P80 FW), de 11,5 m de longitud sin contar la tobera orientable, se aloja un motor de combustible sólido con posibilidad de control de cabeceo y guiñada. Además, esta primera etapa contiene una bahía trasera que hace de interfaz mecánica con la lanzadera y una inter-etapa (1T2) para la separación cuando haya terminado la combustión de la primera etapa. Sobre esta primera etapa se encuentra la segunda, también de propulsante sólido (Z23 FW) pero con un diámetro un poco menor, de 1,9 m y altura de 8,5 m. Tiene el mismo tipo de tobera gracias a la cual se controlan los dos ejes transversales durante el vuelo de la segunda fase y también tiene una inter-etapa (2T3) que queda separada entre la segunda y tercera etapa.

A continuación está la tercera etapa (Z9 FW), de propulsante sólido, que mide 3,5 m de alto y 1,9 m de diámetro. También tiene tobera orientable por actuadores eléctricos y la inter-etapa (3TA) que contiene equipo de telemetría, antenas, unidad de seguridad para las tres primeras etapas (SMU), etc. Ejecuta la separación de la unidad *Altitude and Vernier Upper Module* (AVUM). Esta unidad corresponde a la siguiente etapa y se encarga del último paso de la misión. Tiene un motor de bi-propulsante líquido y gran cantidad de componentes de aviónica que controlan todo el cohete durante la misión.

Las dimensiones utilizables en el lanzador Vega se pueden extraer de las medidas de la cofia, donde se exponen las dimensiones del volumen utilizable. Se compone de una zona cilíndrica de 2380 mm y altura de 3515 mm, más otra en forma de cono truncado del mismo diámetro en la base y 1060 mm en la base superior con una altura de 2000 mm. La masa puede ser de entre 1600 kg y 1300 kg, para altitudes de 500 km y 1000 km respectivamente, con la necesidad de que el centro de gravedad esté a menos de 30 mm del eje longitudinal.

3.2.3 Soyuz

Por último, aunque es el más longevo, se encuentra el lanzador Soyuz. De hecho, fue esta serie de cohetes la que llevó al espacio al primer satélite, el Sputnik en 1957, y también al primer hombre que llegó al Espacio, Yuri Gagarin en 1961. La serie ha pasado por varios vehículos, aunque el Soyuz propiamente dicho comenzó en 1966 y tras varias revisiones se llegó al Soyuz ST, aunque no es el único que está actualmente en funcionamiento. Habitualmente se lanza desde Baikonur o Plesetsk, pero en octubre de 2011 se llevó a cabo su primer despliegue desde Kourou. Como se publica en el *User's Guide*, de 1991 a 2011 han tenido 261 lanzamientos con sólo 5 de ellos fallidos o parcialmente fallidos.

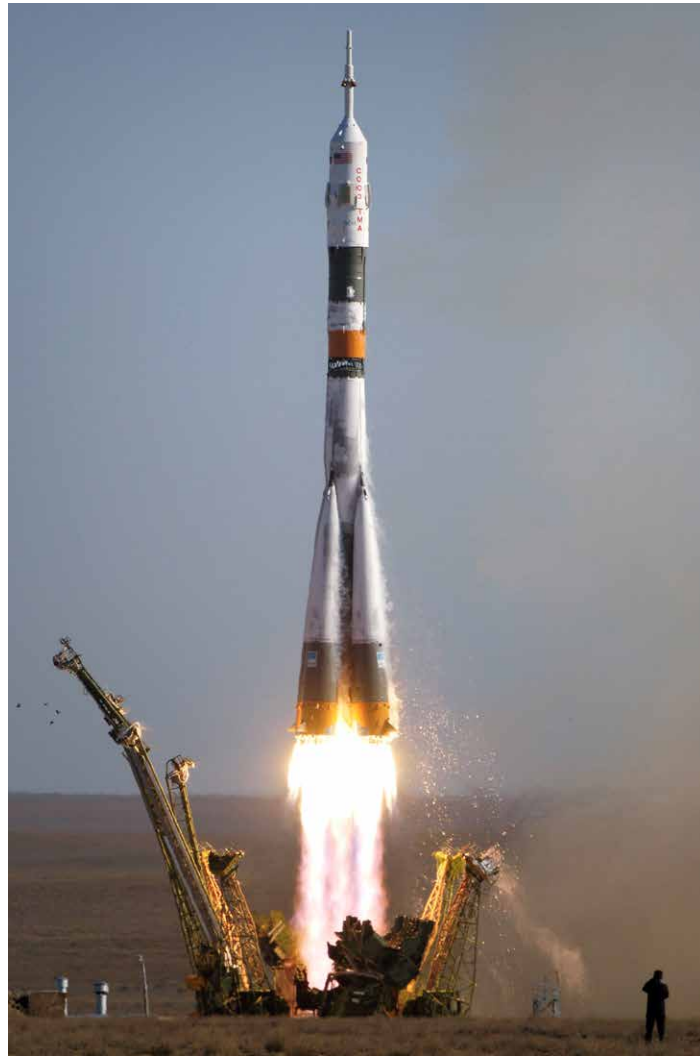


Figura 3.13 Despegue de un cohete Soyuz.

Las medidas características del Soyuz son 46 m en cuanto a la longitud y 10 m de diámetro en la base. De la misma manera que el lanzador Vega era reconocible por su ausencia de motores auxiliares, el cohete Soyuz es característico por sus cuatro motores adheridos al principal. Estos cuatro cohetes forman la primera etapa y están propulsados por una mezcla de oxígeno líquido y queroseno que se expulsan por cuatro toberas. Miden aproximadamente 20 m de altura y su diámetro es de 2,7 m. Para el control de la aeronave tiene dos motores Vernier en cada *booster* y una aleta aerodinámica, lo que hacen un total de cuatro aletas y ocho motores que posibilitan la estabilización en los tres ejes.

A continuación, el motor principal denominado RD-108A, que tiene más de 27 m de altura y casi 3 m de diámetro, está centrado entre los cuatro auxiliares y tiene un funcionamiento muy similar a los auxiliares, propulsado por oxígeno líquido y queroseno. Tiene cuatro motores Vernier para el control de la aeronave. Encima de este motor, se encuentra la tercera etapa, RD-0124. Tiene el mismo propulsante que las dos anteriores y también cuatro toberas, pero al ser éstas orientables, no hay necesidad de tener motores Vernier.

En último lugar, fuera de las etapas propulsoras, se encuentra el módulo Fregat que es una etapa autónoma que puede operar como un vehículo orbital, ya que tiene navegación, comunicación y telemetría, control propio e incluso propulsión. Su estructura formada por capsulas unidas entre ellas tiene unas dimensiones de 3,4 m de diámetro y 1,5 m de altura. El elemento superior es la cofia que dependiendo de la configuración puede ser distinta. En el caso del modelo ST, tiene 11 m de altura y algo más de 4 m de diámetro. Es importante reseñar que desde el año 2011 se ha empleado un módulo para cargas auxiliares adaptado del ASAP-5: el ASAP-S. También existen módulos para el despliegue de 6 o 2 aeronaves, aunque no está publicada apenas información ya que algunos de ellos están aún en desarrollo o en las primeras fases de su utilización.

Las dimensiones aprovechables por la carga de pago en el caso de la cofia ST son de 3800 mm de diámetro y 5370 mm de altura en la parte cilíndrica más el añadido troncocónico superior con una altura de 2160 mm y 2680 mm en la base superior. La masa máxima admitida es de entre 4550 kg para unos 600 km de altitud orbital a 4300 kg para una altitud de 1000 km, ya que va en función de la masa a desplegar. De igual manera que en el resto de lanzadores expuestos, el requisito másico adicional tiene que ver con la posición del centro de gravedad, el cual debe estar a menos de 15 mm del eje longitudinal del satélite.

3.2.4 Comparación y Selección de Lanzador

Después de esta presentación resumida de cada lanzador tanto históricamente como de ciertos requisitos de diseño para su uso, se presentan más datos que son de gran importancia técnica a la hora de decidir qué sistema usar. Junto a este análisis, se debería hacer otro paralelo sobre los puntos de lanzamiento, pero dado que se reduce prácticamente a uno, Kourou, se descarta este paso y se presenta más adelante la repercusiones que pueda tener en la misión, que serán principalmente en la órbita y comunicaciones.

Dentro de los numerosos temas de carácter técnico que hay que cumplir para que el satélite pueda ser admitido como carga de pago, los cuales se presentan en los respectivos manuales, se han seleccionado algunos de ellos para comparar los lanzadores. Una vez se haya seleccionado, se analizará en mayor profundidad los requisitos que exige el lanzador. A continuación, en la Tabla 3.2 se encuentran los mencionados parámetros de comparación.

Tabla 3.2 Conjunto de parámetros para satélites a embarcar en los lanzadores estudiados.

		Ariane	Vega	Soyuz
Envolvente másica [kg]		120	1300-1600	4300-4550
Envolvente volumétrica	Longitudinal	710	3515+2000	5370+2160
	Lateral	600	2200/1060	3800/2680

[mm]				
Frecuencias naturales	Longitudinal	≥ 90	≥ 15	≥ 15
[Hz]	Lateral	≥ 45	$20 \geq F \geq 45$	≥ 35
Aceleraciones	Longitudinal	-7,5/+5,5	-5,0/+3,0	-5,0/+1,5
[g]	Lateral	± 6	$\pm 0,9$	$\pm 1,8$
Precisión en la inserción orbital	Semieje, a [km]	2,5	5,0	3,3
	Excentricidad, e	$3,5 \times 10^{-4}$	-	$6,6 \times 10^{-4}$
	Inclinación, i [°]	0,04	0,05	0,033
	Línea de nodos, Ω [°]	0,03	-	-

Estos son algunos de los datos que se pueden tener en cuenta a priori del diseño para elegir cual será el sistema de lanzamiento.

En primer lugar, y comenzando por la parte baja de la Tabla 3.2, se observa que la mejor actuación es la realizada por el Ariane 5, dado que tiene la mejor precisión a la hora de situar al satélite en la órbita deseada. La mejor manera de entender estos errores absolutos es hacerlos relativos y/o compararlos con magnitudes conocidas. Respecto de la altura, por ejemplo, los 2,5 km de error del Ariane se pueden aceptar como despreciable al recordar que la superficie terrestre dista bastante de ser plana, por lo que, aun siendo el semieje el exacto deseado, la distancia al punto de enfoque variaría debido a las zonas montañosas de la Tierra.

En el caso de la excentricidad, la propia del Ariane, haría que el semieje menor fuera el 99,999994% del semieje mayor, lo que para 7078 km (700 km de altitud) haría un semieje menor de 7077,9996 km, es decir, 40 cm de diferencia entre semiejes, mucho menor que el error propio del semieje mayor. Por otro, la inclinación, que será de aproximadamente 98°, hace que el error relativo sea de sólo 0,041%. Sin embargo, este último error puede ser el más significativo, ya que en las órbitas heliosíncronas, la inclinación está directamente relacionada con la altitud, y un rango de inclinación de 0,04° de amplitud provoca una variación de altitud de unos 10 km, lo que sí es significativo.

Desde el punto de vista físico y de resistencia de materiales, Ariane es, en cambio, el más exigente de los tres, ya que las aceleraciones que sufrirá el aparato son más grandes y también las frecuencias naturales, lo que obliga a tener una estructura más rígida, y esto se obtiene con mayor espesor (más peso) o con un cambio de material por otro de mayor rigidez específica (mayor coste).

En último lugar, y quizás el más decisivo, están las envolventes volumétrica y másica. Teniendo en mente que el peso aproximado del vehículo será de unos 50 kg y unos 50 cm de lado, se puede ver que las dimensiones propuestas por el lanzador Vega y el lanzador Soyuz están muy por encima de lo necesario, si bien es cierto que existen

adaptadores. En cualquier caso, la idea que esto puede generar es que se pagarían servicios, espacio y potencia que no se emplearía por las reducidas dimensiones del satélite, lo que hace inviable un lanzamiento dedicado en alguna de estas dos opciones. Dado el tipo de estudio que refleja este documento, no se han podido obtener datos más precisos de los publicados sobre estos adaptadores, mientras que sí se ha podido en lo respectivo al Ariane 5. Esto último, unido a la intención de guardar similitud con el UPMSat, hace que el lanzador elegido para la misión sea el Ariane 5.

Como se ha mencionado, es necesario profundizar más en las asunciones que esta elección provoca en el diseño y desarrollo de la misión. En concreto, hay que recurrir a las explicadas para los usuarios del sistema ASAP-5, y no las propias de la guía de usuario, aunque este solo sustituye a parte del documento general, siendo el otro válido para lo restante.

Primeramente, el documento define las interfaces, comenzando por la mecánica, es decir, como irá unido el satélite al anillo donde se montan los satélites usuarios del ASAP. Esta unión es la que más tarde realizará la separación por lo que incluye todo el sistema pirotécnico y de muelles que efectúa el proceso. La fijación entre satélite y sistema de separación se hace mediante 12 tornillos de métrica seis, mientras que la unión entre el ASAP y el sistema separador es con 12 tornillos de métrica ocho. Estos tornillos tienen una profundidad de 12 mm, que quedarán alojados en el satélite.

Respecto de la interfaz eléctrica, se habilita un cordón umbilical para la carga de la batería, que está permitida hasta diez minutos antes del lanzamiento. Este cordón tiene un bus de doce pines, de los cuales 1 y 2 están dedicados a la carga, el 3 y 4 para la señal de separación y el resto quedan libres para el usuario.

El segundo gran tema que afecta al diseño del satélite recogido en el manual de usuario de ASAP-5 es el relacionado con el dimensionado y ensayos de calificación. En esta parte, dividida en tres apartados se enuncian, entre otras cosas, los procedimientos y metodologías a seguir en los ensayos, las características estructurales, etc.

En cuanto a las limitaciones del dimensionado, dos son los aspectos a tener en cuenta: las frecuencias naturales de la estructura, y la resistencia a las cargas producidas por la aceleración. En el primer aspecto, es necesario que la frecuencia natural en el eje longitudinal sea, al menos, de 90 Hz; mientras que en los ejes transversales ha de ser mayor de 45 Hz. Esto es así para evitar que se acople con las bajas frecuencias que se producen en el despegue, generadas principalmente por el motor y transmitidas por la estructura del cohete. En el lado de las cargas, se estipula que la estructura primaria debe soportar cargas de -7,5g a +5,5g en el eje longitudinal y de $\pm 6g$ en los ejes laterales (el signo negativo significa compresión). En ambos casos representa la suma de aceleraciones estáticas y dinámicas que se producen durante todo el ascenso de igual manera que las laterales se pueden combinar con las longitudinales. El dimensionado debe respetar los factores de seguridad habituales, que se fijan en 1,25 para el Esfuerzo Último y 1,1 para el Esfuerzo de Plastificación. Además, el factor de seguridad mínimo es de 2,0.

Entre los dos aspectos principales, Ariane incluye una pequeña información sobre el entorno térmico, limitando la potencia que puede emitir el satélite desde que se comienza el proceso de ensamblaje hasta la separación a menos de 5 W.

Por último, se definen los test de aceptación y calificación en tres apartados: vibraciones sinusoidales, vibraciones aleatorias y choques. La realización de estos test y su evaluación por Arianespace es obligatoria. Los niveles de calificación y aceptación buscan dos regímenes distintos de piezas, siendo el segundo interesante en caso de buscar una sola misión o el primero si se trata de una serie de misiones o del desarrollo de un componente.

Respecto de los test de vibración sinusoidal, el documento define las bandas de ensayo y los niveles necesarios para la aceptación y calificación, tanto en el eje longitudinal como en el lateral. La tabla se reproduce a continuación.

Tabla 3.3 Frecuencias de aceptación y calificación para carga de pago auxiliar.

	Rango de Frecuencias [Hz]	Nivel de calificación (0-pico)	Nivel de aceptación (0-pico)
Longitudinal	4-6	25 mm	20 mm
	6-100	3,75 g	3 g
Lateral	2-6	20 mm	16 mm
	6-100	2,5 g	2 g
Velocidad de barrido [Oct./min]	-	2	4

Spacecraft Structures, Jacob Job Wijker & Jaap J. Wijker

De igual manera, se definen los niveles propios en cuanto a los ensayos de vibraciones aleatorias

Calificación: $0,0727 \text{ g}^2/\text{Hz}$ entre 20 y 2000 Hz

Aceptación: $0,05 \text{ g}^2/\text{Hz}$ entre 20 y 2000 Hz

Estos ensayos se han de realizar en los tres ejes del satélite y con una duración de dos minutos por eje para calificación y un minuto por eje para aceptación.

Finalmente, el ensayo de choque se rige por una gráfica que relaciona la frecuencia con la carga. El satélite debe demostrar ser capaz de superar esta prueba.

En último lugar, y cambiando al documento general para el Ariane 5, se obtiene la información acerca de las instalaciones de lanzamiento. Como ya se ha comentado, están situadas junto a la población de Kourou en la Guyana Francesa y las actividades como puerto espacial comenzaron en 1968. Además del Ariane 5, tanto el lanzador Soyuz como Vega (este último sólo dispone de éste) tienen una base de lanzamiento

dedicada, aunque comparten, por ejemplo, el centro de preparación de las cargas de pago (EPCU).

La localización de la Guyana Francesa es de unos 50° de longitud oeste y entre 2° y 6° de latitud norte, es decir, muy cerca del ecuador. Como referencia anecdótica en este proyecto, el huso horario es de GMT -3h. Este tipo de información es importante para la determinación de la órbita y por ello se estudiará su impacto en el final del presente apartado.

El complejo se compone básicamente de cinco partes:

La zona de llegada al Centro Espacial de Guyana (CSG), ya sea a través de mar o de aire, que está controlada por las autoridades locales.

El complejo de preparación de cargas de pago (EPCU), que es compartido por los tres sistemas de lanzamiento.

La zona de integración del *Upper Composite*, la parte ni propulsiva del cohete, que para el caso del Ariane 5 se lleva a cabo en el *Final Assembly Building* (BAF)

Los sitios de lanzamiento, también separadas según el lanzador, que incluye el Launch Pad, el centro de integración, el punto de lanzamiento (CDL, *Centre De Lancement*) y los edificios auxiliares.

El Centro de Control de la Misión (MCC o CDC, *Centre De Controlê*) que está situado a unos 2500 m del punto de lanzamiento y que está aislado del exterior de cualquier posible peligro, incluso de impactos de piezas de hasta 10 toneladas.

3.3 Comunicaciones con la Estación de Tierra

Un parámetro importante que se ve afectado por la altitud, dentro del campo de las comunicaciones, es el tiempo que el satélite permanece en la zona de alcance de la estación de control. Su relevancia radica en que los datos deberán ser descargados en el tiempo que el satélite sobrevuela la estación y de ser muy corto, la transmisión requeriría una alta potencia para soportar el ancho de banda necesario. Para ello es necesario en primer lugar conocer la posición de la estación de seguimiento. Ésta, como ya se expuso previamente, será la estación que la ESA tiene en Madrid, concretamente en Villafranca del Castillo y que por medio de sus numerosas antenas es capaz de realizar el seguimiento de gran cantidad de satélites, incluyendo aquellos en órbitas LEO.



Figura 3.14 Vista general de la estación de Villafranca del Castillo.

En cuanto a su situación geográfica, las coordenadas aproximadas (cambian, obviamente, para cada antena) son $40^{\circ} 26' N$ $3^{\circ} 57' W$ ^[7] o (40,4438; -3,9529) expresado en el sistema decimal. Además, está a una elevación de unos 660 metros según el elipsoide de referencia WGS-84. Respecto de su equipamiento, las dos antenas más relevantes son las denominadas VIL-1 y VIL-2, ambas de 15 metros de diámetro con recepción y transmisión en la banda S. Su error de apuntamiento es de 0,05 grados. Por otro lado está la antena VIL-4 de 12 metros de diámetro que funciona en la banda X y Ka ^[8] con el mismo error de apuntamiento que las anteriores. Además de estas antenas existen otras de menor tamaño y rango de funcionamiento: VIL-5 y VIL-6, que funcionan en banda L siendo la primera de 4 metros de diámetro y la segunda de bocina. En el final de esta serie está VIL-7, de 3 metros de diámetro dedicados a la banda Ku para el seguimiento de satélites europeos.



Figura 3.15 Antena VIL-1.



Figura 3.16 Antena VIL-7.

Finalmente, sólo queda plantear el problema matemático, que es muy similar al de la cobertura de la carga de pago, entrando en juego los mismos parámetros. La geometría se describe en la Figura 3.17. El principal de todos ellos es, quizás, la inclinación ϵ , que marca la amplitud del cono de visibilidad. Habitualmente se fija en 5° y representa el complementario del semiángulo del cono respecto a la horizontal.

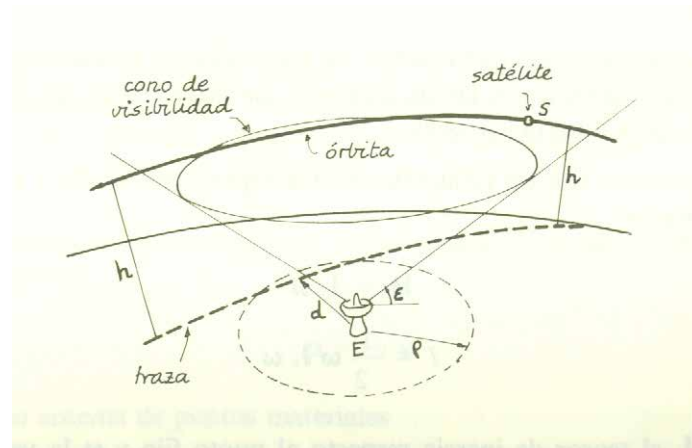


Figura 3.17 Cono de visibilidad desde una estación de observación.

Otros datos que son necesarios para el cálculo son las coordenadas de la estación de seguimiento, la latitud y longitud de la órbita, la inclinación de la órbita y la longitud del nodo ascendente. Algunos de ellos ya son conocidos, mientras que otros se obtienen mediante cálculo o asunciones. Entre las calculadas están la longitud y latitud orbital, tal y como se expone a continuación en las ecuaciones.

$$lat_{pole} = 90^\circ - i$$

$$long_{pole} = L_{node} - 90^\circ$$

Para resolverlas es necesario tener antes la inclinación y la longitud del nodo ascendente. Para la inclinación, dado que aún se desconoce la altitud exacta y es ésta la que fija la inclinación, se fija en 98° , valor muy aproximado al final. De igual manera, para la longitud del nodo ascendente, se asume su valor por comparación con otras misiones similares, fijándolo en 180° . Con ello es posible presentar todos los parámetros iniciales.

Tabla 3.4 Parámetros de posición de la estación y de la órbita.

Estación de seguimiento	lat _{es}	40,44°
	long _{es}	-3,95° (356,05°)
Órbita	i	98°
	ε _{min}	5°
	L _{node}	180°
	lat _{pole}	-8°
	long _{pole}	90°

La fórmula que expresa el tiempo de visibilidad es la siguiente:

$$t_{visib} = \left(\frac{P}{180^\circ} \right) \cdot \arccos \left(\frac{\cos \lambda_{max}}{\cos \lambda_{min}} \right)$$

Como se puede observar, los dos ángulos incluidos en el último término de la ecuación son desconocidos, mientras que P, el periodo orbital, sí es conocido (realmente depende de la altitud, pero al igual que la inclinación, se puede aproximar sin provocar

una desviación de la exactitud). Se fija en 98 minutos, que es la media de los periodos correspondientes a las órbitas con un tiempo de revisita de 10 días o menos cuyas altitudes están entre 650 km y 750km.

Para λ_{\max} , que es el radio angular máximo de la zona visible por el satélite, la fórmula que lo expresa y el desarrollo para alcanzarlo es:

$$\lambda_{\max} = 90^\circ - \varepsilon_{\min} - \eta_{\max}$$

$$\eta_{\max} = \arcsin(\sin(\rho) \cdot \cos(\varepsilon_{\min}))$$

$$\sin(\rho) = \frac{R_{\text{Tierra}}}{R_{\text{Tierra}} + H}$$

En estas ecuaciones aparecen nuevos parámetros como ρ , que es el radio angular de la Tierra; H que es la altitud orbital, que se fija para el cálculo en 700 km; y η_{\max} , el ángulo máximo del nadir. Los resultados son:

$$\sin(\rho) = 0,9011; \eta_{\max} = 63,854^\circ; \lambda_{\max} = 21,146^\circ$$

En el caso de λ_{\min} , la menor distancia angular a la que pasa el satélite de la estación de seguimiento, la fórmula es más complicada al intervenir numerosas coordenadas:

$$\sin(\lambda_{\min}) = \sin(\text{lat}_{\text{pole}}) \cdot \sin(\text{lat}_{\text{es}}) + \cos(\text{lat}_{\text{pole}}) \cdot \cos(\text{lat}_{\text{es}}) \cdot \cos(\Delta\text{long})$$

La única incógnita es Δlong , aunque su cálculo es sencillo:

$$\Delta\text{long} = \text{long}_{\text{es}} - \text{long}_{\text{pole}} = 266,05^\circ$$

Finalmente el valor de λ_{\min} es:

$$\lambda_{\min} = -8,175^\circ$$

Y por tanto ya se puede obtener el tiempo de estancia en el cono de visibilidad:

$$t_{\text{visib}} = 639,25 \text{ s} \cong 10 \text{ min } 39''$$

Con las aproximaciones tomadas, se opta por comprobar como varía este tiempo en función de alguno de los datos fijados por aproximación. Esto se muestra en la Tabla 3.5, donde se calcula el tiempo para la órbita más cercana a 650 km superiormente y a 750 km inferiormente y para la más cercana a 700 km.

Tabla 3.5 Parámetros de las tres órbitas estudiadas de manera preliminar.

Aproximación	650 km	700 km	750 km
Denominación	7D103R	7D102R	7D101R
Altitud de la órbita [km]	656,51	702,41	749,07
Periodo orbital [s]	5871,84	5929,41	5988,12

Inclinación [°]	98,0104	98,1961	98,3880
Tiempo de visibilidad [min]	10 min 12''	10 min 44''	11 min 16''

Con estos datos se puede ver que la variación del tiempo de visibilidad, dentro del rango de altitudes propuesto, es de ± 32 s, lo que representa un error relativo de $\pm 4,98\%$.

3.4 Limitaciones Legales y Políticas

Dentro de la determinación de la órbita, entra en juego un factor, quizás el menos técnico de todos los que toman parte en el desarrollo de la misión, pero absolutamente capaz de parar todo el proceso: la legislación espacial internacional. Es compleja y poco concisa, pero a través de los años se ha ido estableciendo una serie de tratados y resoluciones que han modelado la manera de actuar en este entorno.

En primer lugar, se pueden establecer una serie de preceptos sobre qué se puede hacer en el Espacio y qué no. Esto se recoge en un tratado redactado en 1967^[9] en el que enmarcaba las misiones que podían desarrollarse y los objetivos de las mismas.

En resumen, habilita a todas las naciones sin distinción de ningún tipo, a investigar en el espacio siempre en busca del progreso de la humanidad y con ánimo de colaboración internacional. De la manera, prohíbe cualquier tipo de reserva de derechos o declaración de soberanía en ningún lugar del Espacio. A esto se le incluye el compromiso de no usar el Espacio con ningún fin no pacífico, por ello prohíbe la puesta en órbita de armas, especialmente del tipo nuclear. Por último, delimita las responsabilidades gubernamentales, haciéndolas responsables de todos los objetos lanzados desde los respectivos territorios. También expone la “universalidad” de los astronautas al definirlos como “embajadores de la humanidad”, y la obligatoriedad de asistencia a cualquier astronauta en peligro sin atención a su nacionalidad ni misión.

Posteriormente, la Asamblea General de las Naciones Unidas, en diciembre de 1986^[10] aprobó una resolución en la que proponía e instaba al seguimiento de una serie de normas en torno a las misiones de observación terrestre.

Inicialmente define los términos acerca de la observación terrestre, como pueden ser datos primarios, datos procesados, información analizada y el propio de observación terrestre. Mediante esta definición, obliga a ponerlo a disposición de todos los clientes a un precio razonable, mientras que los datos procesados quedan a disposición de la empresa o gobierno. Parte del documento es una adaptación del previamente explicado, de manera que asegura la inclusión de todos los países, sin diferencia de estado económico o de desarrollo, y expresando la necesidad de alcanzar pactos equitativos, ya sea con estos países o con cualquiera de los que serán observados. Además, se refiere siempre a la observación de recursos naturales, medioambiente, etc. pero no a temas de seguridad nacional y especifica la obligatoriedad de respetar la soberanía y derechos de todos los países objeto de exploración.

3.5 Órbita Definitiva

Finalmente, la órbita elegida tendrá una altitud de 685,11 km, correspondiendo, según la denominación empleada previamente, a 8D117R. En la Tabla 3.6 se pueden ver ciertos parámetros de la órbita que ahora ya se conocen con exactitud.

Tabla 3.6 Parámetros de la órbita definitiva.

Parámetro	Valor	Parámetro	Valor
Altitud	685,11 km	Tiempo de visibilidad	10 min 35''
Inclinación	98,1257°	Tiempo de eclipse	2118,75 s (35 min 18'')
Periodo	5907,69 s (98 min 27'')		

En primer lugar, se expone la fórmula de cálculo utilizada para el tiempo de eclipse, que antes no había sido empleada:

$$t_{eclipse} = \frac{180 - 2 \cdot \arccos\left(\frac{R_{Tierra}}{R_{Tierra} + H}\right)}{360} \cdot T$$

A continuación se exponen ciertos parámetros que hasta ahora se habían tratado sin llegar a un resultado exacto dado que aún no se había determinado la altitud de la órbita, entre otros parámetros. Estos son los correspondientes a la cobertura que puede proporcionar la carga de pago desde la altitud ahora fijada.

$$F_A = 166,03 \text{ km}^2$$

$$IAL = 2659,68 \text{ km}$$

$$ACR = 1,0747 \times 10^6 \text{ km}^2 / \text{min}$$

Que como se explica en el apartado correspondiente, son el área cubierta por la carga de pago en un momento dado, F_A ; la anchura del escaneo que realiza la misma carga de pago, IAL ; y la cantidad de área que cubre en una unidad de tiempo, ACR , que es fundamental para medir la capacidad de procesamiento y almacenamiento de datos que debe proporcionar el ordenador de a bordo, ya que relaciona los dos parámetros anteriores con la velocidad.

3.5.1 Estudio de la traza

Para poder saber por donde se espera que esté pasando el satélite en un momento dado es importante conocer la traza del satélite, esto es, la sucesión de puntos en que el radio vector del centro de la Tierra al satélite corta la superficie terrestre a lo largo de una, o varias, órbitas.

La manera más sencilla de exponer la traza requiere el uso de coordenadas centradas en la Tierra y que se adecuen a la forma de la misma. Por ello, se definirá en función de la latitud, ϕ , y longitud, λ , del punto subsatélite (el que genera la mencionada traza). A este estudio hay que añadirle el del desplazamiento del nodo ascendente, que es el punto en el que la traza corta al ecuador de sur a norte.

$$\phi = \arcsen\left(\sen(i) \cdot \sen\left(R_{Tierra} \cdot \sqrt{\frac{g_0}{a^3}} \cdot t\right)\right)$$

$$\lambda = \Omega - (\omega \cdot t + \varphi_0) + \arctg\left(\cos(i) \cdot \tan\left(R_{Tierra} \cdot \sqrt{\frac{g_0}{a^3}} \cdot t\right)\right)$$

$$\Delta\lambda = -\omega \cdot \frac{2\pi}{R_{Tierra}} \cdot \sqrt{\frac{a^3}{g_0}}$$

Pese a no tener todos los datos necesarios en el caso de la longitud, se puede obtener la parte principal de la ecuación (en función del tiempo) que quedará independiente de la rotación terrestre, ya que se obviaría el segundo término.

$$\phi = \arcsen(0,98996 \cdot \sen(1,0642 \times 10^{-3} \cdot t))$$

$$\lambda = \Omega - (\omega \cdot t + \varphi_0) + \arctg(-0,14135 \cdot \tan(1,0642 \times 10^{-3} \cdot t))$$

$$\Delta\lambda = -24,668^\circ$$

En el caso del desplazamiento del nodo ascendente sí se puede calcular, como ya se ha hecho, el valor numérico que, con las asunciones propuestas, es constante. Para completar la ecuación, es necesario decir que Ω corresponde a la ascensión recta del nodo ascendente; ω es la velocidad de rotación de la Tierra sobre su eje ($2 \cdot \pi / 86164$) y φ_0 es la ascensión recta en el corte con el meridiano cero o de Greenwich ^[11].

3.5.2 Ventana de lanzamiento

Incluso para satélites que se diseñan para un lanzamiento dedicado o como carga de pago principal la operación del lanzador no puede ser diseñada totalmente a medida. Uno de estos temas que no quedan a total disposición del cliente es el momento de lanzamiento. Para ello es necesario proponer una serie de espacios de tiempo en los que sí puede ser lanzado. Estos espacios son conocidos como la ventana de lanzamiento, y que al unirla con las ventanas de lanzamiento de otras entidades participantes en el lanzamiento, como por ejemplo el propio vehículo lanzador, se obtiene el conjunto de fechas en las que puede ser lanzado el satélite.

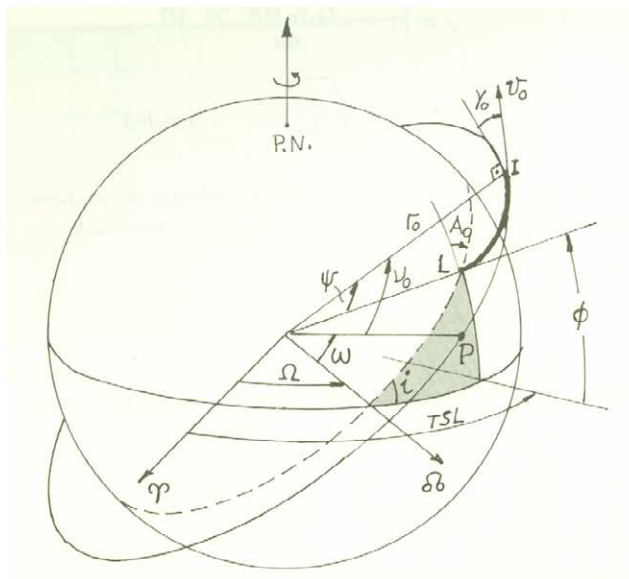


Figura 3.18 Esquema de la geometría del lanzamiento.

Como se ha mencionado, estas limitaciones pueden provenir de cualquier ámbito: técnico, científico, político o meteorológico entre otros. Para el caso de la misión Plymouth se estudiará el ángulo de azimut de lanzamiento necesario para conseguir la inyección directa en el plano orbital. Este ángulo se puede obtener de manera sencilla, gracias a triángulos esféricos:

$$A_1 = \arcsin\left(\frac{\cos i}{\cos \phi_{\text{Κουρου}}}\right) = -8,158^\circ$$

Se puede obtener sabiendo que la latitud del punto de lanzamiento es de aproximadamente $5,05^\circ$ y que representa el azimut para la inserción según el nodo ascendente. Si se quisiera obtener el correspondiente al nodo descendente sería el ángulo suplementario, $A_2=171,842^\circ$.

3.6 Referencias

- [1] Elices, T. (1991). *Introducción a la dinámica espacial*. INTA.
- [2] Wertz, J. R. (1999). Orbit and Constellation Design. En Wertz, J. R., & Larson, W. J. (Eds.), *Space Mission Analysis and Design* (3ª ed.). Microcosm Press.
- [3] Tribble, C. A. Et al. (1999). The Space Enviroment and Survivability. En Wertz, J. R., & Larson, W. J. (Eds.), *Space Mission Analysis and Design* (3ª ed.). Microcosm Press.
- [4] Ruiz Delgado R. (2009). *Apuntes de Modeling the Space Enviroment*. ETSIA
- [5] Imágenes de ciclo solar. Recuperadas el 15 de marzo de 2013. swpc.noaa.gov/SolarCycle/SC24/index.html
- [6] Información Lanzador Vega. Recuperada el 10 de febrero de 2013. esa.int/Our_Activities/Launchers/Launch_vehicles/Vega

[7] Fotografía de VILSPA. Recuperada el 15 de marzo de 2013. esa.int/Our_Activities/Operations/Villafranca_station

[8] Fotografía VIL-7. Recuperada el 27 de febrero de 2013. insa.org/node/478

[9] Oficina de Asuntos del Espacio Ultraterrestre, (1967). *Tratado sobre los principios que deben regir las actividades de los Estados en la exploración y utilización del espacio ultraterrestre, incluso la Luna y otros cuerpos celestes.*

[10] Asamblea General de las Naciones Unidas (1974). *Principles relating to remote sensing of the Earth from space.*

[11] Dpto. De Señales, Sistemas y Radiocomunicaciones, (2009). *Apuntes de Comunicaciones por satélite.* ETSIT.

4 Selección de la carga útil y sus operaciones

La carga útil de una misión es lo que da sentido a toda ella, ya que el resto de subsistemas tienen el objetivo de dar soporte a esta para que su funcionamiento sea el esperado. En gran número de misiones, la carga útil se diseña a medida para dicha misión, o se adapta una ya existente según ciertos requisitos que puedan darse. Sin embargo, en misiones de presupuesto o alcance más modesto, se opta por buscar componentes comerciales que puedan ser embarcados directamente, que al ser producidos en serie (series generalmente muy pequeñas) o si no, con un método ya probado, reducen el coste de este subsistema.

Al realizar una búsqueda entre fabricantes de componentes, es importante tener en cuenta que no se puede elegir cualquier modelo: sólo aquellos que estén homologados para embarcar en una misión espacial (*space qualified*) pueden ser seleccionados.

La búsqueda ha proporcionado varios modelos de cámaras, las cuales pertenecen a tres empresas distintas. Por ello, primeramente, se presentan dichas empresas, con el objetivo de conocer su entorno.

4.1 Fabricantes

4.1.1 Surrey Satellite Technology Ltd.

Los inicios de esta empresa británica provienen de mediados de la década de 1970, cuando un grupo de investigadores de la Universidad de Surrey del Departamento de Ingeniería Eléctrica decidió crear su propio satélite a partir de componentes comerciales. Finalmente, con ayuda de la NASA, en 1981 lanzaron el UoSAT-1. Cuatro años después, en 1985, la Universidad de Surrey creó una empresa spin-off bajo el nombre de *Surrey Satellite Technology Ltd.* que permitiría mantener el crecimiento e innovación ya demostrados, llegando a ser en la actualidad una compañía con alrededor de 350 empleados, más de una treintena de satélites lanzados en su haber y una participación mayoritaria de EADS Astrium.

4.1.2 Malin Space Science Systems

Esta empresa, localizada en San Diego, CA, Estados Unidos, surge al incorporarse al diseño, construcción y operación de cámaras espaciales para el gobierno estadounidense y para cliente comerciales. Su objetivo inicial se centró en *Mars Observer Camera* (MOC) que equiparía el *Mars Observer* de la NASA y tras su pérdida en 1993 se le encargaron tareas similares para el *Mars Global Surveyor* (MGS) que se lanzó en 1996 y esta empresa operó durante más de diez años. Mientras comenzaba esta andadura, desarrolló sus propios servicios comerciales de cámaras que han hecho que durante estos 23 años de existencia sirva de proveedor de instrumentos ópticos a la mayoría de las misiones de exploración de la NASA.

Por ello, actualmente es capaz de aplicar toda la experiencia y conocimiento en instrumentos comerciales que cubren un amplio rango de posibilidades.

4.1.3 Satrec Initiative

Se trata de una empresa coreana que fue fundada en 1999 por los ingenieros que diseñaron y construyeron el primer satélite coreano en el *Korea Advanced Institute of Science and Technology*. Esta compañía ofrece actualmente gran cantidad de productos, desde componentes individuales o cámaras de observación a satélites completos o estaciones de control. Ha servido a aproximadamente 20 clientes de todo el mundo, especialmente Asia, Europa y Oriente Medio. Actualmente se está diversificando, participando también en proyectos de defensa, seguridad nuclear o software. Tiene una plantilla de 130 trabajadores y cotiza en la bolsa coreana, KOSDAQ, desde 2008.

A continuación se adjuntan una pequeña descripción de cada cámara de estas tres empresas que se han preseleccionado por presentar unas especificaciones apropiadas. Los datos son los publicados en los respectivos sitios web por las empresas, por lo que no son perfectamente exactos ni completos.

4.2 Cargas útiles preseleccionadas

4.2.1 CHRIS Imager (Surrey Satellite Technology Ltd.)

Este instrumento lleva en funcionamiento desde el año 2001. Gracias a su sistema hiperespectral proporciona información de la localización observada en varias bandas de frecuencia, aportando gran cantidad de información de distinto tipo que permite analizar múltiples características del terreno. Estas bandas de observación se pueden configurar adecuadamente para estudiar las características deseadas: depósitos de minerales, tipos de vegetación, etc. El escaneo que realiza es tipo *push broom*, que coincide con el que se había decidido utilizar en el apartado 2.4



Figura 4.1 Cámara espacial CRHIS

Cabe destacar que la empresa, gracias a su participación en más de 30 misiones, ha alcanzado una experiencia en vuelo de sus componentes de más de 200 años, con el incremento de la fiabilidad que esto supone, y que es una gran ventaja de este instrumento y de la empresa en general.

Tabla 4.1 Parámetros de la cámara CHRIS

Parámetro	Valor	Parámetro	Valor
Masa	14 kg	GSD	17 m (a 560 km)
Consumo	9 W	Ancho del barrido	13 m (a 560 km)
Distancia focal	746 mm	Resolución espectral	1,3-11,3 nm
Ángulo de visión	1,24°	Rango espectral	415-1050 nm
Matriz del sensor	748x748 CCD	Digitalización	12 bits
Nº de bandas simultáneas (resolución completa)	18 (17 m GSD)	Nº de bandas simultáneas (media resolución)	61 (34 m GSD)

4.2.2 ECAM-C50 (Malin Space Science Systems)

Se trata de una cámara muy configurable, lo cual es una ventaja pues permite adaptar su funcionamiento según las necesidades sin incurrir en los costes habituales de hacer una carga útil a medida de la misión. Tiene la característica especial de que puede grabar vídeo además de tomar imágenes estáticas.

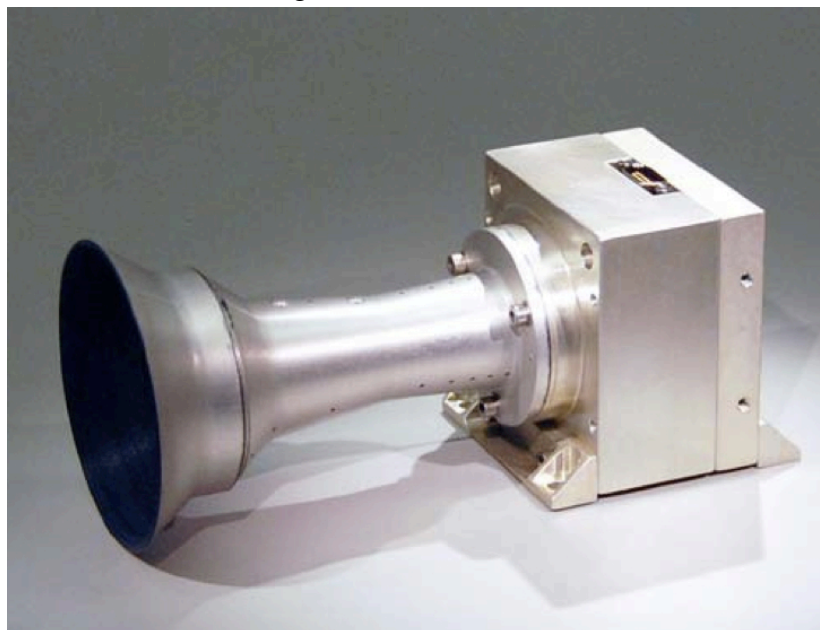


Figura 4.2 Cámara espacial ECAM-C50.

Cuenta con una gran experiencia acumulada, ya que ha mandado a la Tierra más de 300000 imágenes provenientes de sus numerosas misiones. Como ya se ha dicho, la flexibilidad que tiene este instrumento hace que no esté completo, sino que es necesario adquirir la óptica y la centralita de control, ya que cada una de ellas puede elegirse entre un pequeño grupo, asegurando así una mayor adecuación a lo seleccionado en el desarrollo preliminar.

Tabla 4.2 Parámetros de la cámara ECAM-C50.

Parámetro	Valor	Parámetro	Valor
Masa	258 g (total 1260 g)	Temperatura de operación*	-30 °C a +40 °C
Consumo	9,7 W (total)	Voltaje nominal	5 V
Tamaño de píxel	2,2 μm	Vida útil nominal	10 años
Bandas	400-500 nm (azul) 500-575 nm (verde) 575-750 nm (rojo)	Dimensiones** (An;F;Al)	86x65x140 mm 327x135x31 mm

4.2.3 EOS-A (Satrec Initiative)

Ofrece un pequeño grado de flexibilidad al existir dos modos de operación para el mismo modelo. Es la más reciente de todas las cámaras preseleccionadas, ya que se diseñó para su uso en dos satélites que se pusieron en 2010 en órbita LEO. Aunque no se especifica, se puede intuir que podrá usarse en modo *push broom*, ya que la mayoría de las cámaras ofertadas por el fabricante lo admiten y la empresa ofrece el estudio de cambios específicos para una aplicación.



Figura 4.3 Cámara espacial EOS-A.

Tabla 4.3 Parámetros de la cámara EOS-A.

Parámetro	Valor	Parámetro	Valor
Masa	< 12 kg	Ancho de barrido	50 km (a 685 km)
Nº de bandas	3 (incluye NIR)	Dimensiones	200x200x550 mm (óptica)
Resolución	10 (a 685 km)	Consumo	< 30 W

4.3 Selección de Carga Útil Definitiva

Finalmente, comparando las especificaciones de cada una con los requisitos explicados y desarrollados en el apartado 2.4, se elige como carga útil de la misión la cámara CHRIS Imager de *Surrey Satellite Technology Ltd.*

Esta cámara ofrece unas características que cumplen lo requerido para la carga útil de la misión. Además, es la única de las tres cuyo fabricante pertenece a la Unión Europea.

Por otro lado, hay características de los otros dos modelos preseleccionados que apuntan a que podrían no ser adecuadas: por ejemplo, la cámara EOS-A tiene un consumo de alrededor de 30 W, lo que es elevado para la misión ya que la potencia media generada estará en torno a los 25 W. Por parte de la cámara ECAM E-50 presenta un reducido número de bandas de observación, mientras que la cámara CHRIS tiene hasta 18 sin reducir la resolución.

5 Diseño de los subsistemas del satélite

Después de conocer el perfil de la carga útil, principalmente su consumo, dimensiones y peso, se puede comenzar a diseñar el conjunto de subsistemas que darán soporte a la carga útil. De hecho, cada uno de ellos se puede definir según el “servicio” que prestan al resto de satélite y en especial a la cámara.

5.1 Sistema de determinación y control de actitud

En un caso ideal, el satélite, una vez colocado en su órbita permanecería en su órbita de manera inalterable manteniendo la altitud orbital y el apuntamiento requerido (o el que se le hubiera dado en la separación). Sin embargo, es notorio que esta situación dista mucho de lo que realmente ocurre en el Espacio.

Existen numerosos motivos por los que el satélite tiende a salir de su posición ideal: resistencia aerodinámica, presión de la radiación solar, gradiente gravitatorio entre otros muchos que generan momentos y fuerzas que hacen decrecer la altitud y modifican la orientación del satélite, generalmente a una no interesante para la misión.

Por ello es importante contar con un adecuado subsistema de determinación y control de actitud que, según la misión, evite el efecto de las perturbaciones alargando la vida útil.

Es conveniente, antes de comenzar el estudio del subsistema, recordar cuáles son los objetivos específicos del mismo, o las características que se esperan alcanzar.

Aunque pueda parecer obvio, en primer lugar es necesario saber qué es lo que se tiene que apuntar. En el caso de la misión, al ser un solo cuerpo, será el satélite completo el que será apuntado. A continuación, como parece también evidente, se debe fijar la referencia según la cual se orienta, que es la Tierra, de manera que se busca fijar el eje longitudinal del satélite según la línea que une el centro de masas del satélite y el de la Tierra, o lo que es lo mismo, según el campo gravitatorio. Esta es la única posibilidad de apuntamiento que tiene el satélite, por lo que no serán necesarios cambios de posición.

También es importante definir la precisión con la que debe conseguirse el apuntamiento, que se definió en los umbrales de operación: en el caso de umbral mínimo es de 5° . Dentro de este rango, el error puede variar, lo que hace necesario definir una tasa máxima de cambio, que se fija en el valor límite que no afecte a la nitidez de las fotografías tomadas.

Por último, se define una restricción de apuntamiento, con el objetivo de proteger la carga útil que es que no se apunte directamente al Sol en ningún momento, por el daño irreversible que esta situación podría causar.

A estos requisitos específicos, habría que añadirles los propios de la misión: bajo coste, dimensiones reducidas y limitación en el peso.

5.1.1 Funcionamiento del subsistema de control de actitud

El esquema principal de funcionamiento del sistema se basa en tres acciones: en primer lugar, percibir el estado en que se encuentra el satélite respecto a su entorno, bien sea directamente al objetivo o bien a través de métodos indirectos, y que se realiza mediante sensores. En segundo lugar es necesaria una decisión, que se realiza por el software controlador de la actitud, y genera una orden en busca de cumplir los requisitos del subsistema. Por último, ha de ejecutarse la orden de manera que se termine el proceso, esto se hace gracias a los actuadores.

De manera posterior, y dado que el hecho de que el proceso termine no asegura que el resultado coincida con el esperado, por ello es frecuente cerrar el ciclo propuesto hasta ahora mediante la retroalimentación de la señal o valor obtenido para compararlo con lo esperado y actuar para disminuir la desviación.

5.1.2 Sensores

Como se ha explicado, son la parte del subsistema que busca percibir cual es la situación inicial del vehículo. Los sensores se pueden clasificar según el método que empleen para conocer la posición del satélite.

Ópticos o visuales: Buscan algún cuerpo exterior para proporcionar la posición relativa al mismo. Los cuerpos de referencia suelen ser la Tierra, el Sol o las estrellas, sabiendo que se busca algún fenómeno propio de cada astro, como el horizonte en el caso terrestre.

Magnéticos: Se sirven del campo magnético de un planeta, en este caso la Tierra, para situar al satélite en el espacio. Tiene la limitación de que sólo puede emplearse en las proximidades de la Tierra, donde el campo magnético es suficientemente intenso y no se ve afectado por otros fenómenos electromagnéticos propios del ambiente espacial.

Mecánicos: Emplean un sistema inercial dado para expresar la dinámica del vehículo en torno a él.

5.1.3 Software de control

Corresponde al componente que realiza la interpretación de la medida exterior, lo compara con la situación ideal o esperada y en caso de no coincidir ordena la ejecución de una serie de procesos que acercarán al satélite a la posición correcta, en este caso, con el eje longitudinal alineado a la gravedad.

Este software puede ir integrado en el ordenador de a bordo, sin necesidad de tener un equipo propio dedicado ni una interfaz de compatibilidad.

5.1.4 Actuadores

Para generar la acción final correspondiente a la orden recibida, esta parte del subsistema tiene múltiples maneras de generar dicha acción. Estas maneras pueden ser el discriminante a la hora de clasificarlos.

Propulsores: Son pequeños motores cohete que generan una fuerza por la expulsión de gas a gran velocidad y, aplicados convenientemente, generan una

velocidad angular o un cambio de la magnitud y dirección de la misma. Emplean como propulsante gas frío, mezcla bipropulsante o hidracina, aunque pueden darse más casos. Requieren el almacenamiento a bordo del combustible y un complejo sistema para su funcionamiento.

Ruedas o Volantes de Inercia: Son discos de gran inercia que modifican la dinámica del vehículo basándose en la conservación del momento angular. Pueden girar a una velocidad constante o variable, lo que cambia un poco su modo de operación. Un ejemplo de ellos son los Giróscopos de Control de Momentos (CDM). Son similares a los volantes de inercia ya que giran con una velocidad fija pero tienen uno o dos grados de libertad en el movimiento. Las ruedas de reacción, por otra parte, son volantes de inercia de menor tamaño y están indicados para maniobras que requieran intercambios en sentido positivo y negativo de manera repetida.

Magnetopares: De igual manera que los sensores magnéticos se aprovechan del campo magnético para en este caso, situar al satélite en la orientación apropiada. Suele presentarse en forma de varillas, con cable eléctrico enrollado alrededor para reaccionar al campo magnético.

Elementos estructurales: Su modo de funcionamiento es eminentemente pasivo, lo que se puede observar en alguno de los ejemplos de este tipo de actuadores: booms que generen gradiente gravitatorio, disipadores pasivos de nutación, entre otros. También pueden ser activos como un sistema de expulsión de masa que busca parar o reducir una rotación o modificar el momento de inercia.

Cada tipo de sensor es capaz de ofrecer una precisión distinta, dado que emplea métodos distintos para la determinación de la actitud. Se presenta un breve resumen en la Tabla 5.1, incluyendo los consumos y masas medias.

Tabla 5.1 Valores típicos de sensores de actitud para satélites. Extraída de *Space Mission Analysis and Design*.

Tipo de sensor	Precisión	Masa [kg]	Consumo [W]
IMU	0,003°/h a 1°/h	1 a 15	10 a 200
Sensor de Sol	0,005° a 3°	0,1 a 2	0 a 3
Sensor de estrellas	0,0003° a 0,01°	2 a 5	5 a 20
Sensor de Tierra	0,1° a 1°	1 a 4	5 a 10
Magnetómetro	0,5° a 3°	0,3 a 1,2	<1

5.1.5 Métodos pasivos de control de actitud

En un gran número de misiones se opta por equipar al satélite con un sistema de este tipo. Es importante resaltar que el término pasivo se refiere al nivel energético, pues no requiere de alimentación energética y también pasivo en cuanto a operatividad, pues no necesita de información ni aportes para su correcto funcionamiento. Habitualmente, sacan provecho de un efecto físico o natural. Los métodos más comunes se explican brevemente a continuación.

Estabilización por rotación: Es un sistema que se sirve de la estabilización giroscópica por lo que requiere que el satélite esté girando alrededor de uno de sus ejes. Este eje tiene que ser el que tenga mayor momento de inercia para asegurar que se encuentra en su estado de mínima energía. En ciertos casos, según la configuración de los ejes puede ser totalmente pasivo, pero es común que requieran algún aporte de energía en momentos puntuales de la misión, como por ejemplo, igniciones de microcohetes para aplicar momentos de giro sobre la estructura.

Otra posibilidad que emplea el mismo fenómeno físico es la estabilización por doble rotación. Se basa en tener dos rotaciones a distinta velocidad de distintas partes del satélite pero sobre el mismo eje. Al tener una parte fija (ya que una de las velocidades puede ser nula o muy cercana) y otra parte móvil permite tener varios tipos de carga de pago con requisitos de actitud distintos en una misma misión. Sin embargo, este método es más complejo estructuralmente.

Estabilización por gradiente gravitatorio: Emplea las propiedades másicas e inerciales para mantener el satélite alineado con el vector gravedad, ya que los cuerpos alargados tienden a situar su eje longitudinal paralelamente a este al estar inmersos en un campo gravitatorio. Este método solo permite controlar dos ejes, ya que la orientación según el propio vector radial no se puede controlar.

Este método suele conllevar un diseño del satélite, en cuanto a forma, característico, pues las estructuras con forma de disco (o similar) son más fáciles de estabilizar que por ejemplo, otras más esbeltas. También son características las varillas alargadas con concentración de masa en el extremo, que favorece los momentos estabilizadores.

Estabilización por momentos magnéticos: Su fundamento físico es similar a la estabilización gravitatoria ya que usa un campo de fuerzas, en este caso el campo magnético terrestre, para orientar el satélite. La distribución de las líneas de campo hace que sólo sea posible orientar el vehículo según la dirección norte-sur.

Para la aplicación de este método es necesario equipar al vehículo con magnetopares. Además, es solo aplicable en la cercanía de la Tierra.

5.1.6 Métodos activos de control de actitud

Actualmente son más comunes que las estabilizaciones por rotación o gradiente de fuerzas. Tienen como ventaja que son mucho más estables y precisos que los sistemas pasivos. Como desventajas tienen que aumentan el coste, la complejidad, el peso y tienen un alto consumo. También, como contrapunto de los sistemas pasivos, estos métodos requieren tanto una alimentación de potencia continua como un sistema lógico que determine las órdenes.

Los actuadores típicos de estos métodos son ruedas de reacción, volantes de inercia, giróscopos, microcohetes o magnetoactuadores.

A pesar de esta variedad de actuadores, se pueden separar en dos grupos según controlen los ejes del vehículo: los que emplean un solo volante de inercia en el eje de cabeceo y los denominados de “momento cero”, que tienen una rueda de reacción en cada eje.

Este segundo grupo suele equiparse con ruedas de reacción que están inicialmente en reposo y comienza a girar al detectarse una perturbación que genere un error de apuntamiento. Ese incremento de velocidad hace que vuelva a la posición deseada, disminuyendo entonces su velocidad angular. El problema de este método es que ante perturbaciones prolongadas las ruedas acaban por saturarse y es necesario descargarlas de momento angular, volviendo a situarlas en la situación de partida. Para este proceso, que puede ser automático o comandado desde Tierra, suele emplearse microcohetes o magnetoactuadores.

Las ruedas de reacción son reemplazadas, si la masa del satélite y su producción energética así lo permiten, por giróscopos de control de momentos (CMG), que generan mayores pares. Dentro de este método de momento cero se encuentra el control por microcohetes, que no son muy habituales para el control de la actitud fuera de etapas concretas de la misión.

El otro método mencionado es el de la estabilización por volante de inercia, en el cual solo se tiene un dispositivo rotando a alta velocidad de manera constante generando una estabilidad giroscópica que actúa sobre el eje perpendicular a la órbita. El cambio en la velocidad de giro permite controlar la actitud del satélite.

De igual manera que con el método de momento cero, el volante de inercia puede quedar saturado y es necesario entonces descargarlo fijándolo de nuevo en la velocidad nominal con los mismos sistemas que en otro tipo de estabilización activa.

Una vez explicados brevemente la mayoría de sistemas disponibles para el control de la actitud es conveniente tener en cuenta la precisión que puede proporcionar cada uno de ellos (véase Tabla 5.2).

Tabla 5.2 Precisión habitual de distintos métodos de control de actitud. Obtenido de *Space Mission Analysis and Design*.

Método	Precisión	Método	Precisión
Gradiente Gravitatorio	$\pm 5^\circ$	Volante de inercia	$\pm 0,1^\circ$ a $\pm 1^\circ$
Rotación	$\pm 0,1^\circ$ a $\pm 1^\circ$	Momento Cero	$\pm 0,001^\circ$ a $\pm 1^\circ$ (3 ruedas)
Estab. magnética	$\pm 5^\circ$		$\pm 0,001^\circ$ a $\pm 1^\circ$ (CMG's)

5.1.7 Guiado y navegación

Aunque el nombre del subsistema haga referencia únicamente a la actitud del satélite, también es el subsistema del que depende el control de la órbita. De hecho,

según la literatura consultada el nombre que se le da a éste es, en ocasiones, *Guidance, Navigation & Control* (GN&C).

Esta parte del subsistema es por tanto la que determina la órbita (navegación) y controla la órbita (guiado). Estos conceptos pueden variar, aunque no es lo normal, según el campo de la ingeniería en el que se incluyan.

En el caso de esta misión, la parte del guiado no será necesaria, pues no se busca controlar ni mantener la órbita, para lo cual sería necesario tener capacidad de empuje mediante un subsistema de propulsión, el cual ya se ha descartado usar. En cambio, la parte de navegación es de suma importancia, pues afecta directamente al cumplimiento de la misión.

Uno de los puntos explicados a la hora de diseñar el concepto de misión tenía como base la posibilidad existente hoy en día de crear satélites con un nivel de autonomía muy elevado y una de las facetas en las que es más fácil aplicar esta autonomía. Mediante distintos métodos que se explicarán a continuación, el satélite podrá determinar su posición sin tener el proceso ninguna dependencia del centro de control en Tierra y aplicará estos datos obtenidos a las necesidades que pueda tener el conjunto del sistema u otros subsistemas, como la carga de pago.

Es importante recordar, aunque ya se ha mencionado en este apartado, que el hecho de conocer la órbita en cada momento es relevante debido a que las fotografías realizadas deben llevar adjunto una serie de datos que permitan la localización geográfica de la misma. Esto se debe a que los datos obtenidos no se limitan a permitir conocer la órbita del satélite, sino que tiene un objetivo necesario para poder satisfacer el conjunto de la misión. La aportación que hace a este proceso el subsistema de navegación se explica en más adelante, en la selección final del subsistema completo.

Dentro del proceso para determinar la órbita se suelen enumerar tres procesos básicos para alcanzar el dato de salida esperado. En primer lugar es necesaria una fuente de datos, cuyo formato sea conocido. A continuación un algoritmo emplea estos datos para generar un modelo de órbita que se adecue a los puntos conocidos siguiendo las leyes generales de la mecánica orbital. Esta parte estará inmersa en la tercera, que es el propio software del que depende la adquisición de datos, implementación en el algoritmo y generación de la salida.

Puesto que es más importante el dato de entrada que el proceso y la salida, se hará un estudio de las opciones de fuentes de datos de posicionamiento existentes, dejando las otras dos para posteriores análisis. Esto no hace peligrar la misión pues existen múltiples métodos ampliamente conocidos para la determinación de órbitas. También se puede dejar la parte de software a cargo de la computadora de a bordo, como una tarea más de la misma.

5.1.7.1 *Ground-Station Tracking*

Es la manera tradicional de averiguar desde la Tierra la órbita de un satélite. Se basa en la medición de dos parámetros: la distancia y el ritmo de cambio de la distancia, lo que genera información suficiente sobre el movimiento del vehículo. Sin embargo, para realizar una estimación realmente acertada de la órbita son necesarios varios avistamientos, aunque estos no tienen por qué ser desde la misma estación, con lo que pueden recogerse la información de varios pases por distintas estaciones, reunir los datos en un centro de cálculo y obtener entonces la información de la órbita.

La estimación que generan no es en tiempo real, sino que usan la propagación de la órbita. Además, las precisiones son del orden de varios kilómetros para el caso de las órbitas LEO.

5.1.7.2 *GPS y GLONASS*

En el caso del *Global Positioning System* (GPS), se sirven del mismo servicio y constelación que es usado en la Tierra para la localización en numerosos ámbitos comerciales. En este caso requiere la conexión simultánea con cuatro satélites de la red para resolver las ecuaciones de manera que se obtienen las tres componentes de la posición del observador y el tiempo. Sin embargo, dado que el sistema está pensado para funcionar en la superficie, al crecer la altitud pueden producirse problemas de cobertura.

Por otra parte, el *GLObal Navigation Satellite System* (GLONASS) es el equivalente ruso a la red GPS. Consta también de 24 satélites en la constelación y el funcionamiento y precisión es muy similar. Como cabría esperar, son incompatibles, pero existen receptores capaces de operar con las dos redes. Obviamente, la información que se obtiene mediante ambos sistemas es en tiempo real.

5.1.7.3 *Microcosm Autonomous Navigation System (MANS)*

Este sistema emplea la observación de la Tierra, el Sol y la Luna, lo cual hace mediante un solo sensor, para proporcionar la posición, en estado real, e incluso la actitud del satélite. El software del sistema MANS acepta también información de sensores de estrellas, GPS, o incluso IMU's, pero no son obligatorias para el funcionamiento del mismo, simplemente añade precisión en los cálculos. La elección del primero grupo de tres astros de referencia se hizo en base a su facilidad de reconocimiento.

Existen otros métodos para averiguar la posición y velocidad de un objeto orbitando la Tierra, pero algunos de ellos están aún en desarrollo, ya han sido retirados por su poca aceptación o no son muy utilizados.

5.1.8 *Selección final del subsistema*

Una vez presentados todas las partes del subsistema de control de actitud es necesario recordar cual era, en esencia, el objetivo del subsistema: poder geolocalizar

las imágenes tomadas por la carga de pago. Para ello se ha de conocer el punto al que estaba apuntando la carga útil en el momento de la captura, ya que la información sobre la localización se añade al ciclo de la creación de las imágenes útiles.

Esta información se puede conseguir, por ejemplo (y usando geometría analítica elemental) conociendo una recta (eje de la cámara en el momento de la fotografía) y un punto por el que pase esa recta (el propio satélite, que puede ser tomado como un solo punto por la relación de tamaños). El punto de corte más cercano con la superficie será el punto de la superficie observado.

Según el planteamiento propuesto, cada parte del subsistema proporcionará una de las dos informaciones necesarias: la navegación determinará la posición del satélite y los sensores de actitud la dirección de apuntamiento.

La navegación estará formada por un receptor GPS que proporcione la posición del satélite y su velocidad, lo que además permitirá conocer su órbita y estudiar su decaimiento según avance la misión. Los datos que proporcione son parte de los datos de supervivencia (véase apartado 2.1) de la misión por lo que han de ser transmitidos a la estación de seguimiento.

Dada la amplia oferta y gran cantidad de información publicada, se ha elegido un receptor GPS comercializado por *Surrey Satellite Technology Ltd.* denominado SGR-05U que cumple con los requisitos propios de la misión y sirve para efectuar la simulación posterior del sistema de potencia eléctrica. Además, está especialmente indicado para misiones con órbita LEO. En la Tabla 5.3 se pueden observar las especificaciones necesarias para los presupuestos de masa y consumo.

En la parte de la determinación y control de actitud, se ha optado por equipar al satélite con un sensor del campo magnético de la Tierra. La lógica del control de actitud, cuyo objetivo es mantener el apuntamiento según la gravedad, se basará en una comparación, en orientación y dirección, con modelos teóricos avanzados del campo magnético de la Tierra y el percibido por el sensor en el punto que ha determinado el sistema de navegación. Se busca, por tanto, utilizar el campo magnético de la misma manera que lo emplea una brújula.

Respecto de los modelos teóricos del campo magnético, al no ser un campo fijo ni una modelación exacta, será necesario actualizar la información que el satélite contenga a bordo sobre dicho campo para permitir una determinación de la actitud mejor.

Respecto del actuador que ejecute cualquier posible orden para recuperar la actitud debida será también un magnetopar, ya que permite, con poco consumo, ejecutar todas las órdenes que requiera el software de control.

De la misma manera que para el sistema de navegación, la empresa *Surrey Satellite Technology Ltd.* ofrece una gama de sensores y actuadores entre los que se pueden encontrar un sensor de campo magnético y un magnetopar adecuados. Estos

son, respectivamente, *Magnetometer* y el MTR-5. Las especificaciones de masa y consumo se encuentran en la Tabla 5.3 a continuación.

Tabla 5.3 Parámetros de los componentes del subsistema de determinación y control de actitud.

Componente	Masa [g]	Consumo [W]	Dimensiones [mm]	Voltaje [V]	Temperatura de funcionamiento [°C]
SGR-05U	40	0,8	75x45x10	5	-20 a +50
MTR-5	500	1	251x30x66	5	-30 a +50
Magnetometer	140	0,3	99x35x52	12	-20 a +50
Total	680	2,1	-	-	-

5.2 Subsistema de estructura

La estructura es una de las partes básicas del diseño de la misión. Habitualmente, no es la causa por la que ocurren fallos catastróficos en los satélites, y por tanto la misión. Esto es debido a que los diseños se realizan con un alto grado de conservadurismo. El principal problema al que se enfrentan es a la hora de pasar correctamente los ensayos propuestos por el lanzador unido a la necesidad minimizar su masa, a través de un diseño inteligente que emplee una cantidad reducida de material pero maximizando las propiedades de la estructura. El peso de la estructura suele estar en torno al 20% de la masa seca total.

La estructura de un satélite como el estudiado en el presente documento se puede dividir en dos grandes partes de cara al diseño de la estructura. En primer lugar, la estructura primaria, que se encarga de proporcionar rigidez y resistencia al vehículo, dimensionándose en vista al despegue principalmente. Por otro lado se encuentra la estructura secundaria, que está formada por soportes, paneles laterales (que dan soporte a los paneles solares) o sistemas desplegados (aunque este satélite no tiene) entre otros componentes. Puede ocurrir que aporten rigidez pero no son las partes que trabajan y absorben las cargas durante el despegue. El diseño de esta segunda estructura está orientado en mayor medida hacia la situación orbital.

Respecto de las restricciones de diseño, se fundamentan principalmente en las propuestas en el documento para clientes de ASAP-5. Sin embargo, dado que se trata de un estudio preliminar y no completo, se pueden simplificar las cargas, tomar asunciones de simetría, etc.

5.2.1 Selección de material

Previamente al cálculo, es conveniente saber qué materiales son los que se deben estudiar para la posterior selección, aunque también es posible realizar los cálculos con

cada uno de los posibles materiales para compararlos. En este caso, se hará con uno solo de ellos.

En la selección se incluirán materiales ampliamente utilizados en la industria aeroespacial, ya que se busca tecnología ya probada y verificada para reducir el número de test y los niveles que puedan fijar el sistema de lanzamiento, así como una mayor fiabilidad.

Obviamente, la selección final tendrá unas grandes repercusiones en la masa total o en los costes de producción, tanto por el precio del propio material como por los procesos de fabricación que pueda necesitar, entre otros muchos. Como se ha comentado, existen una serie de materiales comúnmente utilizados en el diseño espacial. Estas se explican brevemente a continuación.

Aleaciones de aluminio: Resultan interesante por sus buenas propiedades específicas, así como por su alto uso en gran número de industrias. Son las que se suelen emplear en la estructura primaria para los satélites que no tienen que soportar altas temperaturas. El aluminio es especialmente sensible a la humedad y los problemas que esta genera en el Espacio.

Acero: Se emplean, por su resistencia, en las estructuras de los cohetes de combustible sólido (lo que no aplica para este desarrollo) pero también en todo aquello que haya que presurizar o trabaje a alta temperatura. De hecho, es un material que se puede analizar para su uso en casi cualquier aplicación, pero tiene una densidad muy alta que provoca una gran masa en los diseños.

Aleaciones de berilio: Tienen un coeficiente térmico muy bajo y por ello son interesantes para misiones con cambios de temperatura. También tienen alta rigidez pero a cambio no sólo es caro el precio de compra sino que requiere procesos especiales por ser tóxico.

Aleaciones de magnesio: Presentan baja dureza y son delicados en cuanto la aparición de corrosión, especialmente la provocada por el estrés, pero su densidad es baja por lo que permite crear estructuras muy ligeras.

Aleaciones de titanio: Su principal característica es su alta resistencia específica, lo que hace de este material una de las mejores opciones en gran número de aplicaciones. Una de sus principales aplicaciones son los tornillos y similares, que representan una buena parte de la masa de las estructuras y haciéndolos de este tipo de aleaciones se consigue reducir el mismo. Su principal desventaja es el elevado precio.

En la Tabla 5.4 se exponen tres parámetros importantes para la aplicación espacial, ya que muestra el módulo elástico, que indica la rigidez; la densidad, que marcará la masa de la estructura; y la resistencia específica, que es la resistencia dividida por la densidad.

Tabla 5.4 Propiedades físicas básicas de materiales metálicos de uso espacial.

Material	Módulo elástico [GPa]	Densidad [kg/m ³]	Resistencia específica [MPa]
Aleación de Aluminio	70	2700-2900	60-220
Acero	185-300	7800-8000	165
Aleación de Berilio	190	1850-2300	-
Aleación de Magnesio	41	1760-2000	-
Aleación de Titanio	80-125	4500-4800	170-1100

Respecto de otros materiales, como los materiales compuestos u otros no metálicos no se incluyen, aunque pueden ser muy útiles, por ejemplo, el uso de paneles de nido de abeja (núcleo metálico y capas de polímero) en los soportes de los paneles solares.

Tras el estudio realizado de los materiales presentados, se elige emplear una aleación de aluminio. En concreto la aleación 7075-T6 (EN A W-7075), que corresponde a una aleación aluminio-zinc, cuya composición química es la presentada en la Tabla 5.5. Realmente, corresponde a una aleación Al-Zn-Mg-Cu, ya que de hecho, no existen las aleaciones binarias Al-Zn como tales.

Tabla 5.5 Composición de la aleación 7075-T6.

Elemento	Si	Fe	Cu	Mn	Mg	Zn	Cr	Ti	Zr
7075-T6	0,40	0,50	1,2-2,0	0,3	2,1-2,9	5,1-6,1	0,18-0,28	0,20	0,25

Se incluyen además las propiedades mecánicas aplicables en la Tabla 5.6. El tratamiento aplicado T6 corresponde a una solubilización seguida de una maduración artificial. Este proceso aumenta la resistencia mecánica pero reduce la resistencia a corrosión y se basa en forzar la aparición de compuestos endurecedores a temperatura ambiente.

Tabla 5.6 Propiedades físicas de la aleación 7075 T-6.

Parámetro	Valor
Densidad, ρ	2800 kg/m ³
Esfuerzo de plastificación, σ	448 MPa
Esfuerzo de rotura, σ	523 MPa
Módulo elástico, E	71 GPa
Coefficiente de Poisson, ν	0,3

Las aleaciones de aluminio tienen la característica, por no tener punto de transición frágil-dúctil, de comportarse muy bien a bajas temperaturas, lo que es una

ventaja en aplicaciones espaciales. Tienen muy buena resistencia a fatiga, lo cual es importante por el tipo de cargas vibratorias que suelen producirse en el despegue.

5.2.2 Estructura

La geometría de la estructura primaria estará compuesta por cuatro paneles que formarán cuatro caras planas unidas entre sí, de manera que formen un cubo sin sus bases (todas excepto las perpendiculares al plano OXY, véase Figura 5.1). Las dimensiones totales del satélite serán de 0,6 x 0,6 x 0,7 m (Ancho x Fondo x Alto) dentro de las cuales, las dos primeras, serán fijas en el diseño, ya que determinan el área que puede ser cubierta por células solares en la cara Z+ la cual tiene un aporte de energía muy alto en la zona de la órbita más cercana al Sol, y de esta manera se maximiza, como se verá en el capítulo correspondiente al subsistema de potencia.

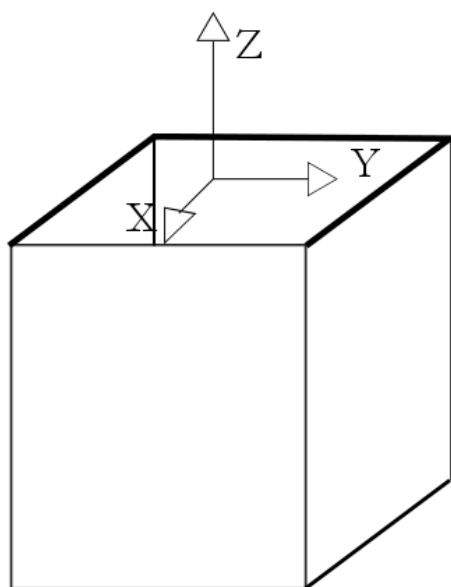


Figura 5.1 Esquema básico de la estructura del satélite.

5.2.3 Cálculo aproximado de la estructura

En primer lugar se realiza el dimensionado según los requisitos relativos a las frecuencias naturales. Para el cálculo se utilizara el esquema de la situación, mostrado en la Figura 5.2, que emplea el desplazamiento longitudinal y transversal de un panel. Los requisitos, enunciados en el manual del ASAP-5 y son:

$$\text{Eje longitudinal: } f_n \geq 90 \text{ Hz; Eje lateral: } f_n \geq 45 \text{ Hz}$$

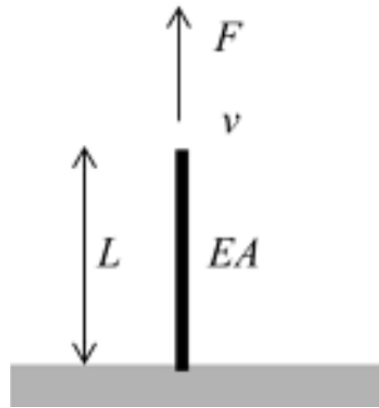


Figura 5.2 Caso de carga para la frecuencia longitudinal

En el eje longitudinal, el fórmula para hallar la frecuencia natural es:

$$f_n = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{k}{M}}$$

donde k es la constante elástica de la Ley de Hooke:

$$k = \frac{F}{\Delta L}; \Delta L = \varepsilon L; F = \varepsilon \cdot AE$$

$$f_n = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{AE}{ML}}$$

Donde la incógnita a resolver es el área, mediante la cual se dimensiona el espesor de los paneles, tengan estos la forma en planta que sea. La masa del satélite, M , se ha definido en 50 kg y la altura en 0,7 m, aunque esta segunda puede variar, pero siempre a menor por lo que la frecuencia resultante será incluso mayor. Resolviendo para el caso de 90 Hz y con un factor de seguridad de 1,25 el resultado es:

$$A = 2,498 \times 10^{-4} m^2$$

En el caso de la frecuencia lateral, el procedimiento es similar al desarrollado y se ajusta a la situación de la Figura 5.3:

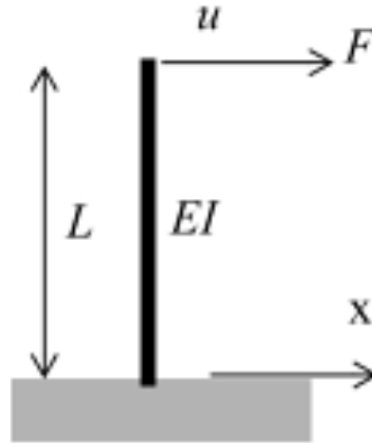


Figura 5.3 Caso de carga para obtener la frecuencia lateral.

$$f_n = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{k}{M}}$$

Donde ahora k es:

$$k = \frac{F}{q}; q = \frac{3EI}{L^3}$$

$$f_n = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{3EI}{ML^3}}$$

Con esta frecuencia se obtiene el segundo momento de área, I, que sirve para dimensionar también la barra:

$$I = 1,0201 \times 10^{-5} \text{ m}^4$$

Tras saber sus dos parámetros principales respecto del fenómeno estudiado, se puede averiguar el espesor que deberán tener para dicha sollicitación. Habitualmente son cuadradas o circulares, y para esta misión se ha optado por tener barras cilíndricas. Es importante conocer, por tanto, el diámetro mínimo que pueden presentar:

$$A = 4t \cdot (l - t); t = 0,000104 \text{ m} = 0,104 \text{ mm}$$

Sin embargo, esta medida por comodidad se redondea en exceso para tener aún más margen de seguridad y para facilitar la adecuación a estándares de fabricación. Por ello, estos cuatro paneles verticales tendrán un espesor de 0,5 mm. A continuación se confirma que el área y el segundo momento del área son adecuados para cumplir los requisitos.

$$f_n = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{AE}{ML}} = 198,6 \text{ Hz}; f_n = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{3EI}{ML^3}} = 120,3 \text{ Hz}$$

A continuación es necesario dimensionar la estructura según las cargas axiales aplicadas. Estas cargas axiales obtienen su valor en referencia a la masa del satélite. En el apartado donde se explican los requisitos del lanzador se exponían las cargas que había de soportar (véase apartado 3.2). El valor final de estas cargas se puede ver en la Tabla 5.7. Al suponerse cargas cuasi estáticas, estas se aplican en el centro de gravedad del satélite.

Tabla 5.7 Requisitos de cargas para el lanzador Ariane 5. *El requisito de momento flector proviene del manual de usuario del Ariane 5, y no del ASAP-5.

Tipo de carga	Fuerza [N]	Distancia [m]	Factor de carga	Carga máxima
Longitudinal	490,5	-	7,5	3679 N
Lateral	490,5	-	6	2943 N
Momento flector*	490,5	0,30	7,5	3679 N·m

Con estas cargas para el dimensionado se puede resolver la ecuación a continuación que proporciona el máximo esfuerzo de compresión. Las cargas aplicadas de muestran en la Figura 5.4.

$$\sigma_0 = \frac{N_{axial}}{A} + \frac{M_{flector} \cdot d}{I} = 18,4 \text{ MPa}$$

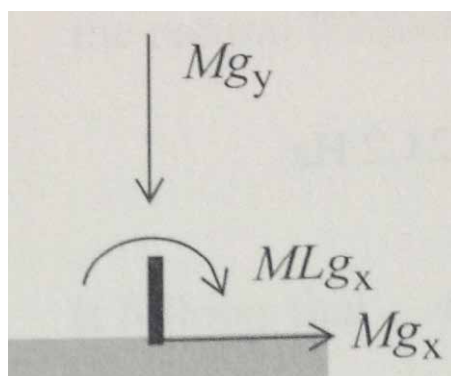


Figura 5.4 Caso de carga en el momento flector.

Con este dato se pueden obtener los márgenes de seguridad obtenidos según el criterio de plastificación y el de rotura:

$$MS = \frac{\sigma_y}{1,1 \cdot \sigma_0} - 1 = 21,1$$

$$MS = \frac{\sigma_y}{1,25 \cdot \sigma_0} - 1 = 21,7$$

Diseño según estabilidad

$$\sigma_{pandeo} = \frac{F_{pandeo}}{A} = \frac{\frac{k\pi^2 E}{12(1-\nu^2)} \left(\frac{t}{b}\right)^2}{A} = 2730,6 \text{ MPa}$$

En esta ecuación se presentan varios parámetros hasta ahora no definidos: k es una constante para el caso de una placa de poco espesor apoyada simplemente tiene un valor de 4; ν es el coeficiente de Poisson del material; y b es el coeficiente entre la longitud del panel y el número de remaches, que se ha fijado en 5, por similitud con la misión SIMBA [1].

Por lo que el margen de seguridad correspondiente es :

$$MS = \frac{\sigma_{pandeo}}{1,25 \cdot \sigma_0} - 1 = 117,7$$

El resultado final es una estructura claramente sobredimensionada, ya que, por ejemplo, el espesor es cinco veces mayor que el mínimo. Por ello los márgenes de seguridad son inusualmente altos. Este espesor alto serviría también para proteger de posibles impactos, de la radiación y crear un mayor gradiente térmico.

5.2.4 Masa final de la estructura

Para terminar el diseño preliminar del subsistema es necesario aportar al presupuesto de masas el propio de esta estructura. La masa de la estructura primaria se calcula fácilmente a través del volumen de material y su densidad:

$$A = 4t(l - t) = 1,199 \times 10^{-3} \text{ m}^2;$$

$$V_{material} = A \cdot h = 8,393 \times 10^{-3} \text{ m}^3$$

$$m_{estructura\ primaria} = \rho \cdot V = 2800 \text{ kg/m}^3 \cdot 8,393 \times 10^{-3} \text{ m}^3 = 2,350 \text{ kg}$$

Habitualmente, el peso del subsistema de la estructura se estima que representa el 20% del peso total del satélite, lo que en términos de masa sería 10 kg. Siguiendo esta hipótesis, el resto de la estructura: soportes, paneles laterales, tornillería, etc. deberían sumar el resto del peso estimado: 7,65 kg.

5.3 Subsistema de comunicaciones y ordenador de a bordo

La verdadera utilidad del satélite es completada cuando los datos obtenidos llegan al centro de control en la Tierra, con el fin de ser estudiados y analizados, o satisfacer cualquiera que sea su propósito. Por tanto las comunicaciones son una parte fundamental de la misión y de los parámetros de diseño de todo el satélite. De hecho, las comunicaciones ya han sido tenidas en cuenta, por ejemplo, para la selección de la órbita.

Las funciones principales del subsistema de comunicaciones (habitualmente conocido como *Telemetry, Tracking & Control*, TT&C) es la de transmitir la información que sea necesaria. Esta transmisión se puede dar sólo un sentido, *uplink* o

downlink, o en ambos, según la capacidad del satélite. Otra de las funciones es la del seguimiento del vehículo, pero esta se ha traspasado al subsistema de Control de Actitud, así como el control.

Por ello, en el caso de esta misión, a este subsistema se le ha añadido en el ordenador de a bordo (*Command & Data Handling*, C&DH) ya que afectan a funciones muy relacionadas y, mediante esta unión, aumenta la simplicidad del sistema completo. Las funciones de esta otra rama del subsistema son las de control de los datos y de los comandos y asegurar el cumplimiento de los mismos.

5.3.1 Descripción de las comunicaciones

Como se ha indicado, la comunicación tiene dos sentidos pero no son iguales. Cada sentido tiene unas funciones características según lo que se pretenda transmitir por ellos, por ello, su diseño y elementos serán distintos.

En el caso del sentido de Tierra a satélite, conocido como *uplink*, el uso que se le dará es de cara a los comandos y actualizaciones que sean necesarios implementar en el satélite una vez se encuentre fuera del vehículo lanzador. Esta comunicación es poco crítica porque el tamaño no es grande y se pueden usar antenas grandes, ya que estarán situadas en la Tierra, en la estación de seguimiento.

Aunque simplificado, en la Figura 5.5 se expone el diagrama de bloques que rige el *uplink* una vez llegan las ordenes al satélite. Por otro lado, sería necesario diseñar un diagrama de flujo para la creación de las órdenes en Tierra, de manera que no se mandase ningún comando equivocado que pudiera entrañar riesgos de daños en el satélite y en el éxito de la misión.

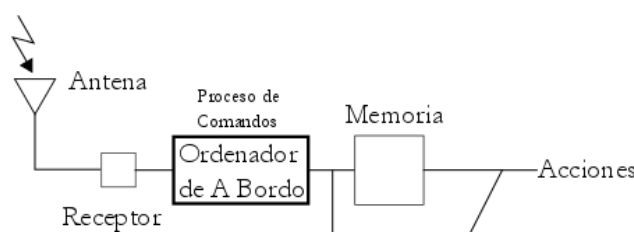


Figura 5.5 Diagrama de bloques del sistema de recepción de comandos.

La antena está fuera del diseño de la misión, pues corresponde a la propia estación seleccionada para hacer el seguimiento, pero sí se puede seleccionar, dentro de la disponibilidad, cuál de ellas se empleará. En el caso de la estación de Villafranca del Castillo, la estación que se seleccionó en el capítulo correspondiente, las antenas VIL-1 y VIL-2 transmiten en la banda S, algo que es factible implementar en el satélite.

Por último, el ancho de banda que es habitual emplear en esta comunicación es del orden de miles de bytes por segundo.

En el caso del sentido del satélite a Tierra, el *downlink*, la situación es más comprometida debido a que la cantidad de datos es mayor y la antena ha de ir montada

en el satélite, con las limitaciones de peso y volumen que ello puede conllevar. En la Figura 5.6 se expone su diagrama de bloques, también simplificado. En este caso, la toma de decisiones sobre qué enviar está implementada en el ordenador de a bordo.

Las funciones de este sentido de la comunicación es doble, como ya se expuso en la definición preliminar del concepto de la misión (Véase capítulo 2): por un lado debe transmitir los datos propios del satélite, los datos de supervivencia, y, por otro lado, los datos de la misión, los obtenidos por la cámara en forma de imágenes.

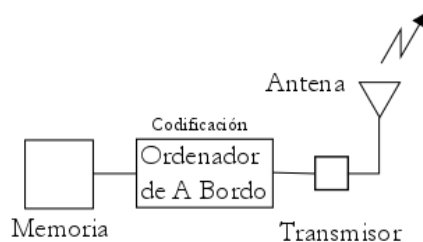


Figura 5.6 Diagrama de bloques del sistema de transmisión.

Como ya se ha indicado en la descripción del *uplink*, la comunicación se realizará en la banda S, por lo que las antenas embarcadas en el satélite deben ser capaces de transmitir en esas frecuencias (1,55 a 3,9 GHz). El ancho de banda requerido en este sentido es mucho mayor, del orden de millones de bytes (Megabytes) por segundo incluso de decenas de millones. Para reducir el tamaño de este *link* se puede emplear técnicas como la compresión de los datos. Este proceso se explica más adelante en este apartado.

En este caso, con el objetivo de mantener un sistema sencillo, las comunicaciones se hacen directamente con la estación de seguimiento, pero existe la posibilidad de emplear otros satélites como punto de paso de la información que luego se descarga a la Tierra. También se podrían emplear varias estaciones para la descarga de datos, reuniéndolos posteriormente mediante una red terrestre.

5.3.2 Parámetros y componentes de las comunicaciones

A continuación se exponen ciertos conceptos relacionados con la tecnología de las comunicaciones que es necesario tener en cuenta a la hora de diseñar el subsistema.

Ratio Señal-Ruido (SNR): Ésta figura de mérito es típica de las telecomunicaciones. Representa el cociente entre el valor de la potencia de la señal recibida y la potencia del ruido que tenía la propia señal al recibirse.

Modulación: Es una técnica que usa la unión de dos señales para transmitir la información en una sola onda. La señal principal es la portadora, que es una onda base de una frecuencia dada la cual es modificada por la segunda señal, la portadora. Esta modificación se puede hacer en distintos parámetros fundamentales de las ondas: amplitud (AM), fase (PM) o frecuencia (FM). Estos métodos suelen aplicarse a las

señales analógicas mientras que las señales digitales tienen métodos propios de modulación.

Como breve comparación entre métodos, es importante saber que las modulaciones de fase y de frecuencia tienen un SNR mínimo, mientras que la modulación de amplitud no sufre este efecto. En cambio, esta última requieren un mayor SNR para una calidad de comunicación dada.

Compresión: Es una técnica muy útil en misiones donde se genera una gran cantidad de datos. Existen varias maneras de conseguir esta reducción del tamaño de los datos, que en el caso de la misión Plymouth puede ser simplemente reducir la resolución o el tiempo de operación.

La manera habitual de comprimir los datos es la aplicación de algoritmos que reducen los tamaños de los archivos. Esta compresión puede ser con pérdidas, *lossy*, o de muy alta calidad, *lossless*. En el segundo caso, el factor de reducción suele ser de dos, mientras que en la compresión *lossy*, de menor calidad, puede llegar a un factor 100 o incluso mayor.

Por otro lado, el hardware del subsistema se reduce principalmente a las antenas y los componentes de transmisión y recepción. Estos dos últimos tienen menor interés que las antenas, donde la elección sí es crítica y compleja.

Antenas: Es el elemento principal y característico del subsistema de comunicaciones. Su función principal es iniciar la propagación de la onda de comunicación en el caso de estar emitiendo y, en el caso de estar recibiendo datos, la captación de la onda, para su posterior interpretación. Los parámetros principales de su diseño y selección es la direccionalidad de la emisión, la ganancia, la potencia efectiva total irradiada, la polarización y forma del espectro de emisión. Por otro lado, el principal diferenciador entre los tipos de antenas es la forma de la misma, ya que esta está directamente relacionada con la ganancia.

Los principales tipos de antenas son las reflectivas, cuya versión más común es la parabólicas; las antenas de bocina, con forma de conducto; y las helicoidales, que están formadas por espiras de cable conductor en un material no conductor. Hay que mencionar que las antenas de bocina no sirven para la banda S, sólo a partir de la banda C, que comienza en 3,9 MHz. Además, las antenas helicoidales sólo sirven para las bandas VHF y UHF, estando parte de la banda S en la segunda de ellas.

Los otros dos componentes básicos del subsistema son el transmisor y el receptor, que se encarga principalmente de la modulación y demodulación de la señal, de manera que la antena pueda realizar su función.

De igual manera que en otros subsistemas, es necesario hacer una previsión de las masas y potencias que representarán en sendos presupuestos. Para ellos se ha tomado como referencia los valores de los componentes fabricados por *Surrey Satellite Technology Ltd.* y que se expresan a continuación en la Tabla 5.8.

Tabla 5.8 Parámetros básicos del subsistema de comunicación.

Componente	Masa [g]	Consumo [W]	Dimensiones [mm]	Voltaje [V]	Temperatura de funcionamiento [°C]
S-Band Patch Antenna	80	10	82x82x20	28	-20 a +50
S-Band Transmitter	1800	4 (pico de 38)	200x191x80	15-50	-20 a +50
S-Band Receiver	1300	1,5	190x135x60	28	-20 a +50
Total	3180	6,5 (pico de 48)	-	-	-

5.3.3 Descripción del ordenador de a bordo

El ordenador de a bordo se puede definir como el cerebro del vehículo espacial. Según el tipo de misión puede tener unas funciones distintas o una cantidad diferente, incluso, en ciertas misiones se embarcan varios ordenadores tanto por redundancia como por reparto de tareas, ya que cada subsistema tiene su propio ordenador de control. En el caso de una misión de observación terrestre, habitualmente el ordenador de a bordo tiene tres funciones principales, según los datos que debe tratar: datos de la misión, datos de supervivencia y comandos de control del vehículo.

Estas funciones son las que determinan los requisitos exigibles al ordenador, especialmente en el apartado de velocidad de escritura y lectura de datos, es decir, la velocidad con que es capaz de manejar los datos. También influyen en él las velocidades de transmisión y recepción de datos.

Además de las funciones mencionadas, el ordenador de a bordo puede gestionar otras tareas propias del subsistema, que pueden estar presentes o no según cómo se haya definido la operación de la misión. Una de ellas, por ejemplo, es la encriptación de los datos (o desencriptación para los comandos recibidos). Sin embargo, estas técnicas son propias de misiones militares y pocas veces se dan en misiones científicas.

Por otro lado está la codificación, que busca eliminar los bits erróneos que pueda haber en el proceso de comunicación. Existen numerosos métodos para completar este proceso, pero no se explica ninguno puesto que no se empleará en la misión Plymouth. Otra técnica es el multiplexado, que permite usar un solo canal de comunicación para la transmisión de todos los datos del satélite. En la versión más usada, la información se agrupa siempre de la misma forma predeterminada, en un mismo conjunto de datos ordenados según el orden cronológico de transmisión.

Esta rama del subsistema no solo lo forma el ordenador, sino que también es necesario una unidad de memoria que almacene todos los datos que usa el ordenador. Comúnmente se emplean discos duros similares a los empleados en aplicaciones terrestres. De igual manera que en el ordenador, el principal requisito es la velocidad a la que pueden ser tratados los datos que tengan que pasar por él, aunque se le añaden requisitos como la resistencia a errores producidos por radiación, capacidad o flexibilidad de uso.

El subsistema requiere tiene también un diagrama de flujo según el cual se pueda regir.

5.3.4 Componentes del ordenador de a bordo

Los componentes necesarios en el subsistema se exponen en la Tabla 5.9. Ambas potencias son medias, ya que según la actividad del satélite puede ser mayor o menor.

Tabla 5.9 Parámetros básicos de los componentes del ordenador de a bordo.

Componente	Masa [g]	Consumo [W]	Dimensiones [mm]	Voltaje [V]	Temperatura de funcionamiento [°C]
OBC 750	1500	6,5	306x167x30	28	-20 a +50
High Speed Data Recorder	1000	3,5	320x170x50	15-50	-20 a +50
Total	2500	10	-	-	-

5.4 Subsistema de control térmico

El subsistema de control térmico es el encargado de asegurar la supervivencia de los componentes y del satélite en general en lo referido a requisitos relacionados con la temperatura. El medio espacial es muy distinto al existente en la Tierra por numerosas motivos. Dos de los más relevantes son la gran fluctuación térmica que puede existir entre los periodos alumbrados y los eclipses y la no existencia de medio transmisor del calor (como es el aire en la Tierra), por lo que desaparece la convección y deja a la radiación como el principal mecanismo de transmisión del calor.

La supervivencia del vehículo y de la misión se divide en dos grandes apartados: en primer lugar, los componentes, especialmente los electrónicos, tienen un rango de temperaturas a los cuales pueden funcionar, y en ocasiones otro al que puede ser almacenador, sin sufrir daños o perder rendimiento. En segundo lugar, los materiales son sensibles a los cambios de temperatura y uno de sus efectos es que varían las dimensiones. Estos cambios pueden provocar un desalineamiento de la estructura, lo cual podría ser muy grave en una misión como esta, que debe saber dónde está fotografiando.

Estas son las dos tareas que el subsistema de control térmico debe cumplir y alrededor de las cuales será diseñado y seleccionado posteriormente. Esto corresponde a las tres fases que se han de seguir para desarrollar el sistema: análisis, diseño y ensayo de la solución.

5.4.1 Entorno y ambiente térmico espacial

Como se ha indicado, el satélite intercambiará energía con su entorno por radiación y este intercambio puede ser dividido en cuatro grupos, algunos con carácter de incidencia y otros de emisión:

Radiación solar directa

Radiación solar reflejada en otros cuerpos planetarios.

Radiación propia de otros cuerpos planetarios.

Radiación emitida por el satélite al espacio.

En la situación de equilibrio, compensándose la listadas junto con la radiación producida en el interior del vehículo, se podrá determinar la temperatura del mismo.

5.4.1.1 Radiación solar

La radiación emitida por el Sol es, quizás, la más importante de todas por su gran magnitud y amplio espectro. La radiación se puede modelizar mediante la correspondiente a un cuerpo negro a 6000 K de temperatura, lo que acumula el 99% de la radiación entre las ondas de 0,15 μm y 10 μm , con un máximo en la longitud de onda 0,450 μm (véase Figura 5.7) para el espectro AM0 (*Air-Mass-0*). El resultado de este espectro es que, a la distancia media de la Tierra al Sol, una unidad astronómica (1 AU), la potencia sea de $1371 \pm 5 \text{ W/m}^2$.

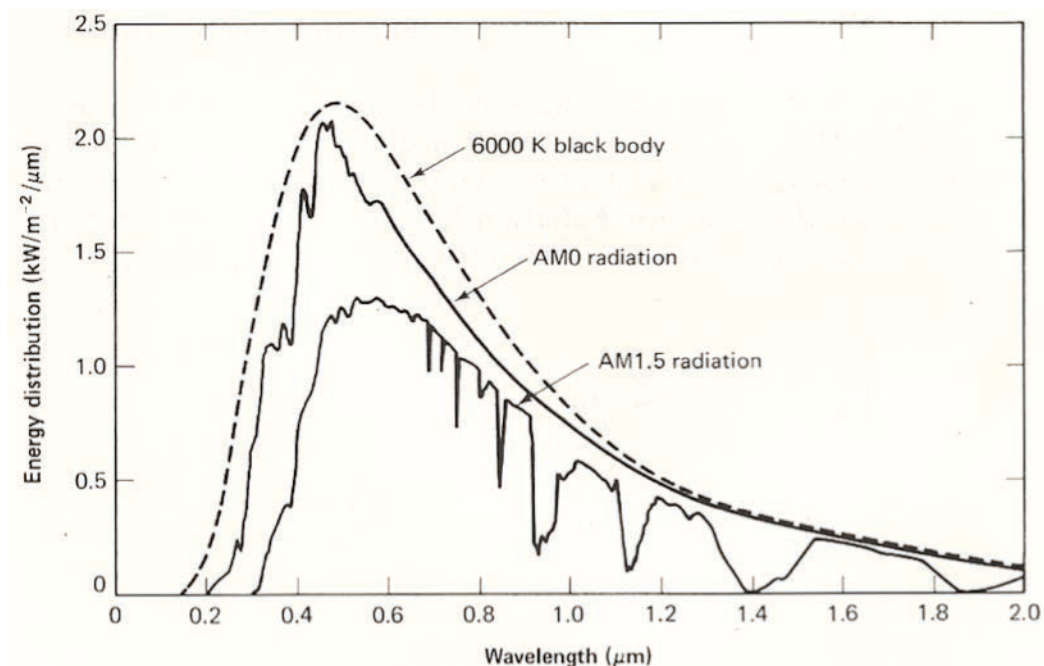


Figura 5.7 Espectro de radiación solar. El cuerpo negro a 6000 K corresponde al valor teórico; AM0 a la radiación fuera de la atmósfera; y AM1.5 a la radiación tras atravesar una atmósfera a 48,5° de inclinación.

Por otro lado, la radiación proveniente del Sol que alcanza el satélite no solo es la que llega directamente desde el Sol, también los cuerpos del espacio reflejan la radiación solar, pudiendo alcanzar esta al vehículo. Esta forma de radiación se denomina albedo, y su magnitud representa la fracción de radiación solar que es reflejada. Este dato es variable entre un cuerpo y otro, ya que depende del tipo de atmósfera y superficie, pero también para un mismo planeta. En el caso de la Tierra, varía enormemente el coeficiente de albedo de una zona nublada a otra oceánica despejada.

Obviamente, en el caso de la misión Plymouth, que órbita cerca de la Tierra, el único albedo a tener en cuenta es el propio de la Tierra, ya que la aportación del resto de planetas es despreciable frente a la terrestre.

5.4.1.2 Radiación planetaria

Además de la radiación solar reflejada, los planetas tienen su propio espectro de emisión por el hecho de ser cuerpos calientes, que en ocasiones se denomina radiación térmica. Sin embargo, la temperatura, aun siendo mayor que la del Espacio, es muy inferior a la del Sol, lo que hace que todo el espectro esté en la zona infrarroja.

En el caso de la Tierra, debido a las zonas opacas a la radiación de la atmósfera, se modela por una mezcla del espectro de un cuerpo negro de 288 K y otro de 218 K (véase Figura 5.8). El primero recorre de 2 μm a 50 μm con un pico en 10 μm . El perfil se ajusta a este modelo en la zona transparente, entre 8 μm y 13 μm . En las zonas opacas coincide en gran parte con el espectro de 218 K. La potencia emitida es 237 W/m^2 .

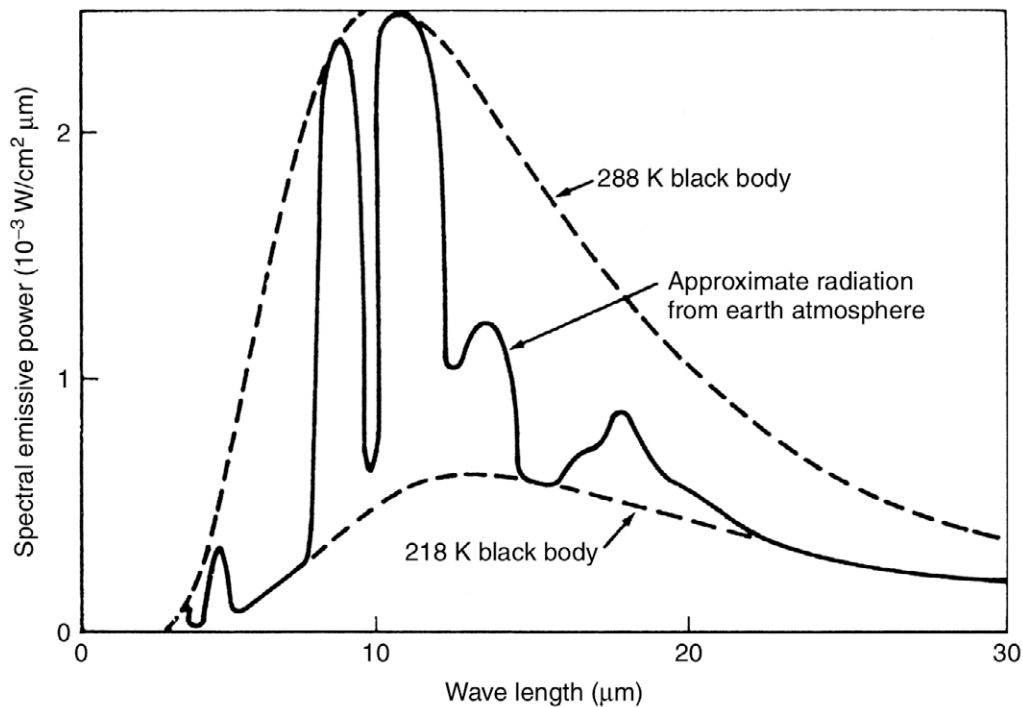


Figura 5.8 Espectro de radiación emitida de la Tierra.

5.4.1.3 Radiación del propio satélite

Como cualquier cuerpo, el satélite, por tener una temperatura emitirá su propio espectro, aunque este será muy débil y similar en distribución al terrestre, pues el vehículo fluctuará entre temperaturas parecidas a las de la Tierra.

5.4.2 Balance energético del satélite

Uno de los objetivos del análisis térmico de la misión es conocer la temperatura a la que se situará el equilibrio térmico, para poder averiguar si es necesario algún tipo de medida de control o cuál es el mejor método de protección.

El equilibrio térmico se puede aproximar realizando el balance de energía resultante de las aportaciones mencionadas anteriormente. Este cálculo sería sencillo si todos los elementos del sistema se comportaran como verdaderos cuerpos negros, pero en realidad no es así, el satélite no absorbe toda la radiación que le llega, solo una fracción de ella, α . Se puede expresar matemáticamente de la siguiente manera:

$$J_{\text{absorbida}} = \alpha \cdot J_{\text{incidente}}$$

$$J_{\text{radiación}} = \alpha \cdot \varepsilon \cdot T^4$$

En la ecuación segunda de las tres expuestas a continuación, ε es la fracción de energía emitida y σ la constante de Stefan-Boltzmann cuyo valor es $5,67 \times 10^{-8} \text{ W m}^{-2} \text{ K}^{-4}$. Además, se puede definir las áreas A_α , el área expuesta al Sol, o de incidencia, y A_ε , el área de emisión.

$$A_\alpha \cdot J_{\text{absorbida}} = A_\varepsilon \cdot J_{\text{radiación}}$$

$$A_{\alpha} \cdot \alpha \cdot J_{\text{incidente}} = A_{\varepsilon} \cdot \varepsilon \cdot \sigma \cdot T^4$$

$$T^4 = \frac{A_{\alpha} J_{\text{incidente}}}{A_{\varepsilon} \sigma} \left(\frac{\alpha}{\varepsilon} \right)$$

En esta última expresión, las dos áreas son fijas así como la constante de Stefan-Boltzmann. Por tanto, para un valor fijo de la energía incidente la temperatura final de equilibrio puede ser regulada por el cociente de la fracción absorbida y la fracción emitida.

En la última ecuación expuesta es necesario conocer la energía incidente, que se descompone según las fuentes que se han mencionado anteriormente. Este desarrollo se muestra en la Ecuación siguiente, donde se ha cambiado, por simplificación, la radiación planetaria por la radiación de la Tierra (Q_{Tierra}) que podrá ser en positiva o negativa.

$$Q_{\text{Sol}} + Q_{\text{Sol reflejado en Tierra}} + Q_{\text{interno}} = Q_{\text{Tierra}} + Q_{\text{Radiada al Espacio}}$$

La potencia generada en el interior del satélite, Q_{interno} , se puede obtener por el consumo de los subsistemas, contando con posibles pérdidas y disipaciones que no correspondan al propio funcionamiento útil del respectivo subsistema.

5.4.3 Métodos de control de temperatura

Este subsistema depende en gran medida de ciertas características de la misión, como puede ser la órbita, que afecta por los periodos de eclipse y distancias a distintos cuerpos; el objetivo, que puede hacer necesario una gran refrigeración de ciertos instrumentos; o la estructura, que debe permanecer sin movimientos relativos por dilataciones o contracciones térmicas entre otras muchas variables que hacen variar la complejidad necesaria en el subsistema. Por ello, existe un gran número de posibilidades en cuanto a la elección del método de control y se pueden agrupar en dos grandes grupos, métodos pasivos y métodos activos.

5.4.3.1 Métodos Pasivos

Se caracterizan por no necesitar ningún consumo de potencia ya que tratan de sacar partido de ciertos fenómenos físicos. En este documento se enumeran cuatro de ellos, aunque pueden encontrarse más o mezclas de varios de estos tipos.

5.4.3.1.1 Acabado Superficial

Anteriormente, en el apartado de Balance Energético, se ha obtenido que el control de la temperatura se puede efectuar fácilmente mediante el control del cociente α/ε , la fracciones de radiación absorbida y emitida respectivamente. El acabado superficial busca proporcionar un aspecto exterior al satélite que el confiera unos valores para los coeficientes.

Son, habitualmente, pinturas o recubrimientos con las características adecuadas según el objetivo del subsistema. En la Tabla 5.10 se exponen los coeficientes de varios materiales usados con estos fines.

Tabla 5.10 Propiedades térmicas de materiales empleados en control térmico de satélites.

Superficie		Absorción, α	Emisión, ϵ	α/ϵ
Oro		0.25	0.04	6.25
Aluminio pulido		0.24	0.08	3.00
Kapton con Aluminio	(Aluminio en el exterior)	0.14	0.05	2.80
	(Kapton en el interior)	0.40	0.63	0.63
Pintura negra (Epoxy)		0.95	0.85	1.12
Pintura Blanca (Silicona)	BOL	0.26	0.83	0.31
	1000 h de radiación UV	0.29	0.83	0.35
Pintura Blanca (Silicato)	BOL	0.12	0.90	0.13
	1000 h de radiación UV	0.14	0.90	0.16
Células solares	GaAs	0.88	0.80	1.10
	Silicio	0.75	0.82	0.91

Es importante tener en cuenta que ciertos recubrimientos pueden empeorar sus características técnicas según avanza el tiempo, por lo que el diseño y análisis debe efectuarse con los requisitos del final de la misión.

5.4.3.1.2 Tuberías y sistemas bifásicos

Emplean los cambios de fase de una sustancia para transportar el calor entre dos puntos, normalmente los extremos de la tubería.

Su funcionamiento es sencillo: dentro de un conducto cerrado se construye una división porosa que separe la sustancia en estado gaseoso dejándola en el interior y la parte de sustancia en estado líquido, entre la división y la pared exterior. De esta manera, en un extremo, donde existe un exceso de calor, el líquido se calienta y se evapora a través de la membrana y viaja al otro extremo del tubo, donde se produce el efecto contrario, cambia de fase gaseosa a líquida y traspasa de nuevo la membrana, cediendo el calor al exterior de la tubería.

5.4.3.1.3 Sustancias con cambio de fase

Emplea el mismo proceso que empleaba el método anterior pero sin el movimiento físico de la sustancia. En este caso, en vez de usarla como vehículo del calor, lo emplea como “almacén” del mismo, ya que captura el calor cuando hay exceso del mismo evaporándose, y cede calor al condensarse.

Es importante tener en cuenta el volumen necesario según la fase en la que se encuentre el sistema, así como una estructura adecuada para absorber el calor, principalmente por la complejidad que puede añadir el hecho de tener micro-gravedad.

5.4.3.1.4 Sistemas aislantes

Se emplean con el objetivo minimizar los intercambios de calor por radiación con el exterior, ya sea mediante superficies altamente reflectivas que actúen como escudos como por medio de espacios de muy baja conductividad. Sin embargo presenta problemas en dos aspectos principalmente: no es posible aislar ciertos componentes típicos de la estructura como tornillos por ejemplo; y tiene que asegurar una correcta despresurización en la fase de despegue.

5.4.3.2 Métodos Activos

En el caso de misiones que requieran un control más complicado ya sea por necesidades especiales o por influencia adversa del entorno espacial es común recurrir a sistema activos que aseguren un cumplimiento estricto de las condiciones gracias a la flexibilidad que aportan a la tarea de control. Es habitual que estos sistemas requieran sensores para poder efectuar el control además de diferenciarse de los métodos pasivos en que los activos si consumen potencia eléctrica.

De igual manera que en los métodos pasivos, existen numerosos tipos de control activo de la temperatura, pero aquí sólo serán mostrados algunos de ellos.

5.4.3.2.1 Radiadores

Solamente sirve para ceder calor al entorno, por lo que se pueden aplicar en el caso de que las temperaturas previstas se puedan situar en algún momento por debajo de los límites estipulados para un componente o subsistema, pero nunca para refrigerarlos.

El empleo más común que tiene es en las baterías, el sistema de propulsión o ciertos sensores, aunque en ocasiones los componentes ya cuentan con su propio calefactor integrado.

Los radiadores suelen estar formados por resistores o por elementos metálicos que se calientan con el paso de corriente eléctrica.

5.4.3.2.2 Circuitos de Líquido

Se basan en la absorción del calor por un líquido el cual transporta esa energía hasta otro punto en el cual desprende es calor y comienza de nuevo el ciclo de refrigeración. Es un sistema muy similar al empleado en vehículos de motor comunes.

Tiene numerosos componentes a parte de las tuberías que lo conducen a las fuentes de calor y posteriormente los cambiadores. Para mover el líquido a través de los conductos se emplea una bomba centrífuga, donde se consume la potencia principalmente. También son necesarios acumuladores, para regular la presión del sistema y escapes desgasificadores, para reducir el riesgo de las burbujas.

Como punto añadido en el diseño de este tipo de control térmico, es necesario prestar especial atención a la selección del líquido refrigerante, ya que el punto de evaporación debe ser alto para evitar que el gas formado incremente la presión del sistema, pero también debe evitarse la congelación del líquido en cualquier momento.

5.4.3.2.3 Persianas y lamas

Estos sistemas se basan en modificar la fracción de radiación emitida efectiva, $\epsilon_{\text{efectivo}}$, variando la geometría de una serie de superficies móviles mediante servoactuadores, ya que las propias lamas móviles tienen un coeficiente ϵ muy bajo mientras que los radiadores que tapan tienen un coeficiente ϵ alto, lo que permite regular el coeficiente efectivo según el área frontal que supongan las lamas y los radiadores: con las lamas perpendiculares al radiador, el coeficiente efectivo es equivalente al de los radiadores, pero estando paralelas, el coeficiente es bajo y el calor no puede salir, es reflejado hacia el radiador de nuevo.

Su uso es recomendado para casos en los que el radiador no esté directamente iluminado por el Sol, ya que de lo contrario el funcionamiento es muy complejo de predecir.

5.4.3.2.4 Refrigeradores y bombas de calor

Las bombas de calor se emplean para incrementar la temperatura de trabajo de los radiadores, ya que con un cambio pequeño de esta, la cantidad de calor que puede disipar se incrementa exponencialmente.

Sin embargo, por su elevado consumo de potencia y la masa necesaria, suele ser mejor incluir unos radiadores de mayor área, por lo que la solución de las bombas de calor es útil cuando, por alguna razón, no se puede incrementar la superficie por lo que es necesario recurrir a un incremento de temperatura.

El funcionamiento del sistema varía según sea la temperatura objetivo: para rangos de temperatura de propios de vida humana (-5°C a 20°C) se puede usar el ciclo de *Rankine*, pero para temperaturas inferiores se emplean el ciclo de *Brayton*, el de *Stirling* para temperatura de 75 K a 200 K y en el caso de temperaturas por debajo de cuatro grados Kelvin, son aplicables también el ciclo de *Joule-Thomson* o de *Claude*, entre otros métodos.

5.4.4 Elección para la presente misión

El sistema de control térmico requiere un análisis complejo y detallado que ha de contar con información de otras partes del diseño del vehículo como, por ejemplo, la distribución física de los componentes que disipan potencia. Esta razón y otras hacen que una descripción realista y cercana a la definitiva es complicada.

Por ello, en este documento se limita el diseño a mencionar la necesidad de incluir un sistema de muy bajo consumo, lo que recomienda el uso de un método pasivo. También el peso ha de ser reducido así como el tamaño disponible. Otra

limitación es el hecho de no tener apenas superficie exterior disponible, pues el satélite se encuentra casi en su totalidad cubierto por los paneles solares.

Como punto favorable hacia la simplicidad del subsistema, el hecho de tener una órbita corta con periodo de eclipse de duración representativa, aproximadamente un tercio del periodo orbital, hace que la temperatura se regule, aunque no necesariamente lo suficiente para el funcionamiento de los subsistemas.

En cualquier caso, finalmente se optará por un método pasivo basado en el aislamiento térmico junto con el recubrimiento de los paneles con una superficie transparente a la radiación útil.

5.5 Referencias

- [1] LEO Team, (2010). *SIMBA Satellite Design Proposal*. MST UPM.

6 Subsistema de potencia

6.1 Requisitos funcionales

El subsistema de potencia reúne una serie de elementos indispensables para la generación, almacenamiento y distribución de energía eléctrica. Es importante recordar y tener presente estas tres tareas desde el inicio del diseño del sistema, de manera que se focalice el diseño en la persecución de esos objetivos. Como aspectos principales, e incluso obvios, del sistema de potencia, están:

Fuente de energía primaria: Ha de convertir algún tipo de energía en potencia eléctrica. Estos tipos de energía pueden ser la luz del Sol, energía electroquímica, descomposición de elementos radiactivos, etc.

Fuente de energía secundaria: Su función es acumular energía y cederla al sistema, resto de subsistemas y carga útil, en los momentos en los que la fuente primaria no pueda satisfacer todas las necesidades.

Control de potencia y su distribución: Las cargas que se alimentan del circuito eléctrico requieren un voltaje constante de operación y una intensidad máxima. En cambio, la fuente de energía no proporciona ni voltaje ni corriente constante por lo que es necesario un control de la entrega de potencia, para asegurar que no se dañan los componentes y a la vez, que les llega suficiente energía eléctrica.

Habitualmente, al inicio de la misión hay un exceso de potencia que hay que disipar ya que se diseña el sistema para alcanzar los requisitos en el final de la misma. Además, no todos los componentes requieren que el voltaje del bus esté regulado, mientras que otros pueden llegar a necesitar corriente alterna en vez de continua. Por último, no se ha de olvidar que el cableado, como componente esencial de la distribución.

Control de carga de baterías: La tecnología actual de las baterías hace necesario un estricto control de las corrientes de carga, y también de las de descarga, para no dañar las baterías y de esta manera mantener la vida útil prevista del satélite.

Proveer un margen de potencia disponible: Este aspecto está implícito en el hecho de diseñar la capacidad del sistema de potencia en torno al final de la misión, donde la disponibilidad de potencia será la menor. Esto es necesario para poder hacer frente a situaciones o maniobras inesperadas. También para evitar buscar el margen apagando componentes durante el vuelo, ya que el reencendido es un punto crítico para la aparición de fallos.

Asegurar la alimentación continua: Es importante no crear ninguna manera física de desconectar la fuente de potencia ni todas las baterías del bus, ya que podría conllevar una pérdida irrecuperable, dado que el satélite quedaría inoperativo.

Conexión a Tierra: El sistema de potencia debe asegurar que la conexión a tierra (habitualmente GND de *GrouND*) no tiene posibilidades de tener una resistencia elevada que le haga parte del circuito, como puede pasar si se utiliza la estructura metálica. También es importante evitar la aparición de electricidad estática entre partes del satélite.

Mantener alimentación de la memoria: En caso de falta de potencia en el componente de memoria del satélite, difícilmente se podrán recuperar todos los datos previamente almacenados.

Control y ejecución de los estados de los componentes: Todos los componentes determinados como no esenciales deben poderse apagar y encender por medio de relés de control, de manera que puedan ser apagados con los comandos apropiados. Relacionándolo con el punto anterior, hay componentes o subsistemas que no deben tener la posibilidad de ser apagados y estarán unidos directamente a la fuente de potencia.

Establecer control de la intensidad: Por medio de diodos, debe asegurarse que un aumento o caída de voltaje no dañe ningún componente situando la alimentación en los puntos adecuados. Esta tarea suele no ser necesaria de completar ya que los componentes incluyen, en muchos casos, sus propios diodos y limitadores de corriente.

Después de estas consideraciones del diseño aplicables a la gran mayoría de los diseños se pueden añadir otras específicas de la misión. En el caso de la misión Plymouth no es necesario añadir ninguna especial, pero han de fijarse como componentes principales la carga útil y el subsistema de comunicación.

6.2 Tipos de fuentes de potencia

Existen numerosas maneras de alimentar energéticamente un satélite, por lo que la primera decisión es qué tipo de fuente de potencia se empleará en la misión. En esta en concreto, por tener el objetivo de estudiar el comportamiento de paneles solares y baterías, se ceñirá a esas formas de alimentación. Aun así, se mencionan y explican brevemente otros tipos utilizados hasta la actualidad.

6.2.1 Baterías principales

Son baterías de un solo uso. Su aplicación es muy ventajosa en misiones de satélites pequeños con una supervivencia del orden de días y un requisito de potencia de pocos vatios. No requieren de paneles solares ni de electrónica asociada al sistema, por lo que suponen un ahorro en masa y coste.

El funcionamiento consiste en dos electrodos sumergidos en electrolito que generan una diferencia de potencial a raíz de los procesos químicos que ocurren. Una vez se agota la reacción y toda la energía ha sido extraída, medida en amperios/hora, la celda no puede volver a ser utilizada. En esta situación, es común que las celdas sean expulsadas de la estructura para ahorrar peso.

6.2.2 Fuel Cells

Corresponde al siguiente paso en la escala tecnológica, pues son capaces de aportar mayores potencias, del orden de cientos de vatios durante días o semanas. Tiene una característica importante que es que no se puede quedar sin combustible y por ello se mide su capacidad en cantidad de potencia generada, la cual no cambia si no se modifica la cantidad de combustible aportado.

En este caso, la energía eléctrica generada también proviene de una reacción química, que comúnmente es el proceso inverso a la electrolisis, por lo que se genera agua además de corriente eléctrica a partir de oxígeno e hidrógeno.

6.2.3 Células solares y baterías

Son el método más conocido y empleado en satélites, sobre todo aquellos destinados a orbitar la Tierra y han sido un punto de apoyo del progreso espacial desde sus inicios en la década de los años 60. Según sea el requisito de potencia y la superficie dedicada a los paneles solares, se pueden producir potencias desde decenas de vatios a kilovatios y con una vida útil de más de diez años. Es habitual que los satélites equipados con paneles solares incluyan baterías como alimentación secundaria para los periodos de eclipse y el lanzamiento, en donde los paneles no pueden generar energía.

La cantidad de potencia aprovechada respecto a la recibida del Sol no sobrepasa el 30%, cifra que depende del material de fabricación de las células solares. Además, influye en gran manera la orientación de los paneles respecto a los rayos solares, por lo que muchos satélites tienen control de actitud asociado, de mayor o menor complejidad, para maximizar la producción en cualquier situación orbital.

Los paneles están formados por células solares en serie y en paralelo, según las necesidades. Cada célula solar es una unión de tipo similar a los diodos entre dos semiconductores que al ser iluminados por la luz solar, generan corrientes de electrones y, a la postre, corriente eléctrica. Los datos de trabajo que caracterizan una célula solar (es decir, definen su curva I-V) suelen ser la intensidad de corriente y voltaje del punto de máxima, voltaje de circuito abierto, V_{oc} , e intensidad de cortocircuito, I_{sc} (véase Figura 6.1). Estos datos se suelen dar para una temperatura dada.

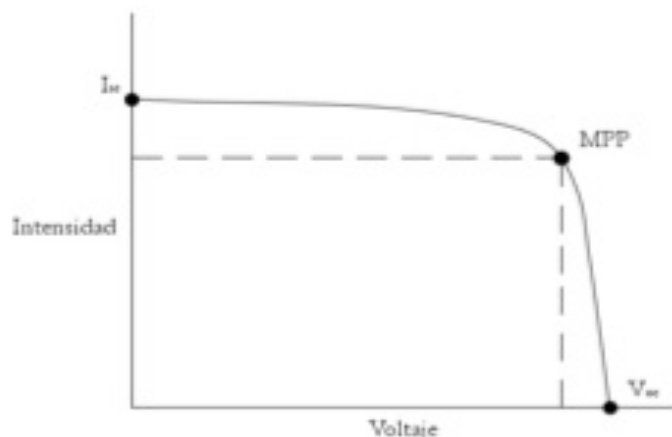


Figura 6.1 Curva I-V genérica de una célula solar.

6.2.4 Concentrador de rayos solares

Este sistema emplea también la luz solar pero sacando partido de su poder térmico ya que los rayos solares, una vez concentrados mediante un sistema de espejos, calientan un fluido que al evaporarse mueve una turbina generadora. Este fluido puede ser un líquido “normal” o un metal en estado líquido.

El rendimiento obtenido es aproximadamente el doble que el uso fotovoltaico de la luz solar, pero este rendimiento se encuentra limitado a la eficiencia de un ciclo de Carnot entre las dos temperaturas, máxima y mínima, del sistema.

6.2.5 Nuclear y Termoeléctrica

Este tipo de generadores es más apropiado para misiones que se alejan del Sol: interplanetarias, investigación del Espacio Profundo, etc. y no para misiones que tengan una órbita terrestre o cercana al Sol. Dada esa lejanía al Sol, el satélite debe llevar su fuente de energía primaria, lo cual puede ser un isótopo radiactivo o un reactor nuclear.

En el primer caso, la descomposición radioactiva del isótopo calienta un material termoeléctrico que genera una diferencia de potencial. Habitualmente se denomina RTG, *Radioisotope Thermoelectric Generator*, y el requisito habitual es de cientos de vatios. En cambio, el reactor nuclear trabaja en un rango aproximado de 30 a 300 kW.

En ambos tipos de fuente energética, la alimentación puede ser continua, por lo que eliminan la necesidad de baterías de soporte. Sin embargo, la alta presencia de partículas dañinas para los componentes electrónicos hacen necesaria una buena protección de los mismos. Respecto de la durabilidad de la fuente de energía, la capacidad de radiación se reduce con el tiempo debido a la pérdida de masa, la cual decrece exponencialmente y se mide con el parámetro de media vida, $T_{1/2}$, que suele ser de cientos de años.

6.2.6 Selección del tipo de subsistema de potencia

Como se ha explicado al inicio del presente apartado 6.2, la forma de alimentación energética será por medio de paneles fotovoltaicos con baterías como

fuelle secundaria de energía. Este método es el usado mayoritariamente en misiones LEO de observación terrestre, y además, el seleccionado por el UPMSat-2.

6.3 Arquitectura del subsistema de potencia

Como ya se ha dicho, el subsistema de potencia requiere una serie de elementos que regulen el funcionamiento del propio sistema para asegurar que todos los subsistemas trabajan correctamente. Según las características de la misión y otros parámetros del sistema de potencia como el tamaño y capacidad de sus elementos: placas solares, baterías, etc., puede ser aplicable una u otra arquitectura.

Cualquier diseño que se vaya a aplicar debe tener en cuenta y solucionar tanto la distribución de potencia desde los paneles solares como desde las baterías. Sin embargo, ambas fuentes de potencia tienen distinta naturaleza: los paneles son generadores de intensidad constante mientras que las baterías son generadores de voltaje constante.

Existen dos tipos principales de regulación para este tipo de misiones, que dan lugar a tres diferentes modos de operación posibles:

En primer lugar, la Distribución Directa de Energía (*Direct Energy Transfer*, DET) que elimina los componentes intermedios entre la carga y los paneles solares. Únicamente se tiene la unidad de distribución (*Power Distribution Unit*, PDU). Dentro de este método, se pueden dar la Regulación Completa (*Fully Regulated Bus*) o la Regulación Parcial Diurna (*Sunlight-Regulated Bus*), que se explican a continuación.

En segundo lugar, el método de Punto de Potencia Máxima (*Maximum Peak Power Tracking*, MPPT) que sí emplea un elemento en serie entre los paneles y la carga. La función de este componente es forzar al panel a trabajar en el voltaje que proporcione en cada momento la máxima potencia.

6.3.1 Fully Regulated Bus

Este método controla el voltaje del bus durante toda la órbita, de manera que consigue que la variación del voltaje no sea más de 5%. En esta regulación, el PRU es un componente intermedio entre el panel solar y la batería, de manera que adecua los voltajes según cada situación. Si se usa en misiones LEO, es conveniente que tenga un solo convertidor pero bidireccional, ya que los procesos de carga y descarga de la batería son similares en tiempo e intensidad.

Por otro lado, la Unidad de Distribución de Potencia, PDU, asegura que todos los componentes de los subsistemas que no sean críticos, están conectados a través de relés y fusibles, para proteger el sistema de potencia en caso de fallar alguna carga.

Otro componente es el Controlador de Voltaje del Bus trabaja en combinación con un sensor de voltaje y un amplificador de señal de error, lo cual alimenta un bucle que corrige el voltaje efectivo del bus. El sistema también tiene un Controlador de Modo de Funcionamiento, que utiliza la señal de error anterior para cambiar el modo de operación del sistema de potencia. Existen cuatro modos generales:

Shunt mode: En caso de que la potencia de los paneles solares exceda el requisito instantáneo, del Controlador enciende los *shunts* para disipar ese exceso de energía.

Final de carga: Cuando la batería está casi cargada por completo, se reduce el ritmo de carga para controlar la temperatura de la batería.

Modo de descarga: Se activa en los periodos de eclipse, para descargar la batería y mantener el voltaje de bus.

PRU Bypass mode: Se emplea cuando falla alguna carga del sistema.

El último elemento, que en este caso es informático es el Software de Gestión de Energía y Potencias, PEMS en inglés, que aporta los datos de telemetría y estado general del sistemas. Es el encargado de desconectar alguna carga si no se pueden alimentar todas ellas simultáneamente.

6.3.2 *Sun-Regulated Bus*

Este método se suele aplicar cuando existe la necesidad de simplificar el sistema de potencia, ya que regula el voltaje de bus a través de un *shunt* cuando está iluminado y queda sin regular durante el eclipse.

El sistema tiene el control habitual de ritmo de carga que funciona durante el día, pero no tiene convertidor que controle la descarga. Simplemente tiene un diodo de descarga de la batería que evita y bloquea una posible corriente que alcance la batería de manera incontrolada.

Durante el día, el voltaje se regula mediante *shunts*, pero el voltaje del bus es igual al de las baterías, por tanto se reduce progresivamente durante el eclipse y se eleva de nuevo en los periodos iluminados.

6.3.3 *Maximum Peak Power Tracking Bus*

Esta regulación incluye un regulador que sitúa el voltaje de operación del panel fotovoltaico en el punto de máxima potencia. Sin embargo, ese voltaje no suele coincidir con el voltaje de bus, que sí es fijo durante toda la misión. Por ello se incluye otro componente entre el panel solar y la carga que fija el voltaje al definido por el bus, manteniendo la operación en máxima potencia.

Existen varias maneras de encontrar el punto de máxima potencia, aquí se exponen tres de ellas frecuentemente utilizadas:

El primero consiste en medir continuamente la potencia generada y usar esos datos, ya que variando el voltaje de los paneles se encuentra finalmente el punto máximo.

Otro método recurre a medir la impedancia estática y dinámica, ya que en el punto de máxima potencia ambas son iguales en valor. Por ello, midiendo ambas

resistencias y fijando el voltaje en aquel que las haga iguales, se obtiene el punto de máxima potencia.

El tercer método fija el voltaje de acuerdo a una constante que relaciona el voltaje de máxima potencia y el voltaje de circuito abierto. El valor de esta constante suele estar entre 0,70 y 0,75 ^[1].

La configuración de MPPT aprovecha especialmente la gran potencia que genera el panel al salir del eclipse por estar frío, lo que otra arquitectura desperdiciaría. Otra ventaja es que maximiza la producción de potencia sin necesidad de tener *shunt* ni regulador de carga de la batería.

Sin embargo tiene una eficiencia baja ya que necesita desperdiciar una gran cantidad de potencia, que si se disipase dentro del vehículo subiría la temperatura perjudicando a la misión.

6.3.4 Comparación y selección de arquitectura de subsistema de potencia

Cada tipo de arquitectura tiene ciertos puntos fuertes y también desventajas. Esto hace que sean aplicables preferentemente a un tipo de misión u otro.

La regulación solo en fase diurna tiene la ventaja de reducir la complejidad del sistema incrementando así la fiabilidad, además de resultar la más eficiente. En cambio, el bus completamente regulado tiene menor masa y menor coste económico. También asegura constantemente un valor correcto del voltaje efectivo en las cargas. Por último, como se ha comentado, buscando el punto de máxima potencia se obtienen las potencias más altas y no hay necesidad de reguladores.

Basándose en la experiencia, se puede asignar a cada diseño un campo de aplicación: la arquitectura PPT es idónea para pequeños satélites de órbita LEO sin *gimbals* que guíen los paneles y con un consumo medio de menos de medio kilovatio. En cambio, si el consumo es entre uno y tres kilovatios o si se trata de órbita GEO donde los eclipses son muy cortos, es recomendable el sistema de regulación diurna. En casos de más de tres kilovatios el sistema a emplear es el de bus completamente regulado.

En esta misión Plymouth se empleará el sistema de búsqueda del punto de máxima de potencia, ya que es el recomendado para este tipo de misión y mejora los resultados de las simulaciones del sistema de potencia.

6.4 Baterías

Las baterías, como se ha explicado, representan la fuente de energía secundaria de la misión y se usan en las situaciones de alto consumo energético o en el eclipse, donde los paneles no generan energía. Son empleadas en casi la totalidad de los satélites, ya que, frente a un consumo elevado imprevisto es más rentable equipar baterías que sobredimensionar la fuente de energía primaria.

La tarea de las baterías es, por tanto, almacenar la energía que le transmite el circuito eléctrico transformándola en otro tipo de energía. En este caso, la energía es de tipo electroquímico, de manera que posteriormente, al producirse la reacción adecuada, devuelve la energía almacenada de nuevo en forma de electricidad. Para que esa energía devuelta alcance el nivel de voltaje e intensidad requerido se construye una combinación de celdas conectadas en serie-paralelo.

La batería está compuesta por tres elementos básicos: un electrodo positivo, un electrodo negativo y un electrolito. La tarea de este último, que suele ser líquido y envuelve a los dos electrodos, es cerrar el circuito eléctrico. En los electrodos, se producen las reacciones de oxidación y reducción que generan el flujo de electrones. Para aislar estos elementos del exterior y los dos electrodos entre sí, tienen un envoltorio plástico y una carcasa de acero inoxidable.

A diferencia de las baterías primarias, la reacción que se produce en estas baterías secundarias es reversible, posibilitando que se cargue de nuevo la batería forzando la reacción inversa. Según el material del que estén fabricados los electrodos y el tipo de electrolito, la celda tendrá características diferentes. Sin embargo, tiene desventajas frente a ese tipo de baterías, ya que las secundarias tienen una densidad de energía más baja.

La energía aplicada a una batería en el proceso de carga se transforma en energía eléctrica almacenada y en calor. Este calor no es aprovechable de nuevo, por ello se define como eficiencia de la carga el porcentaje que representa la energía eléctrica contenida en la celda entre la energía total proporcionada en la carga.

En el dimensionado de las baterías los principales aspectos a tener en cuenta son la capacidad, medida en amperios-hora (A·h), y el voltaje de salida, lo cual determinará la potencia disponible, ya que la multiplicación de voltaje y capacidad proporciona unidades de W·h. Además, en una misión LEO la selección de las baterías es más compleja debido a que hay que tener en cuenta el efecto de la profundidad de descarga (*Depth Of Discharge*, DOD³) y las restricciones que pueden tener en relación a la temperatura de trabajo.

El voltaje de salida de una batería depende de factores electroquímicos, aunque también varía según el estado de carga, pero en ningún caso del tamaño físico de la batería. Dada la variación que tiene el voltaje a lo largo de la carga o descarga, se suele tomar el valor medio, de manera que, cuando se expresa el voltaje nominal de una batería, es en realidad su valor medio. La capacidad, en cambio, sí depende del tamaño físico que tenga la celda electroquímica y se expresa con su valor máximo esperado.

Respecto del DOD, la opción se presenta entre un DOD elevado, que aprovecha mejor la masa de las baterías y un DOD pequeño, que prolonga la vida de las baterías al

³ El DOD representa el porcentaje de carga que se ha empleado. El término opuesto es el estado de carga (*State Of Charge*, SOC) que mide el porcentaje aún disponible.

evitar descargas profundas repetidas. En las misiones LEO el DOD seleccionado suele estar alrededor del 25%.

La temperatura afecta principalmente al proceso de carga, ya que cuanto menor sea la temperatura de trabajo, menos velocidad de recombinación tendrá la reacción y por ello la intensidad deber ser menor. Como regla general, el ritmo de carga (denominado en inglés *charging rate*) debe ser el resultado de la capacidad entre quince horas [2], aunque cada fabricante incluye en las especificaciones información detallada acerca de este tipo de limitaciones.

Por último, el estado de carga no sólo afecta al voltaje de salida, como ya se ha dicho, sino que cambia también el punto de congelación del electrolito. La relación es inversa: cuando el estado de carga baja se eleva el punto de congelación. Por ello, es importante que, en periodos de baja temperatura, la batería esté lo más cargada posible para evitar la congelación del electrolito.

6.4.1 Tipos de baterías

Las baterías más utilizadas actualmente son las Níquel-Cadmio (NiCd), las Níquel-Hidrógeno (NiH₂) y las compuestas de Litio o Litio-Ión (Li-ión). Aunque hoy en día se emplean los tres tipos (y otros tipos también, pero minoritariamente) cronológicamente la NiCd son las que han sido utilizadas desde los comienzos de la industria espacial. Posteriormente, en la década de 1980 se comenzó a emplear también las baterías NiH₂ y hoy en día, las más usadas son las baterías de Litio. Sin embargo, ninguno de estos tipos es adecuado para absolutamente todos los tipos de misión, por lo cual no deben excluirse en el estudio del sistema.

Para realizar la comparación entre celdas y entre tipos de baterías se suelen emplear una serie de figuras de mérito que sirven como indicadores:

Energía específica y densidad de energía, que es la densidad gravimétrica de energía ($W \cdot h/kg$) y la densidad de energía en términos volumétricos, ($W \cdot h/litro$) respectivamente.

Potencia específica y densidad de potencia, potencia por unidad de masa y por unidad de volumen, respectivamente.

Vida útil, medida en número de ciclos de carga/descarga que soporta la batería sin perder capacidad.

6.4.1.1 Níquel-Cadmio (NiCd)

Las baterías de Níquel-Cadmio tienen un amplio historial de utilización en misiones espaciales, principalmente en satélites y vehículos no tripulados. Los contactos de los electrodos están fabricados con Níquel y posteriormente son impregnados con hidróxido de Níquel para el electrodo positivo e hidróxido de Cadmio en el electrodo negativo. El electrolito es habitualmente hidróxido potásico en medio acuoso.

Este tipo de baterías NiCd sufren un problema grave que es conocido como efecto memoria: la batería recuerda el DOD habitual de las últimas descargas y si en una descarga se intenta sobrepasar, la batería no funciona correctamente y se pierde parte de la capacidad de la pila.

Otro fenómeno desfavorable es la pérdida de voltaje que tienen si no se reacondicionan. Por ello es necesario realizar periódicamente este proceso que consiste en descargar las baterías hasta casi cero voltios para después cargarlas completamente con un alto ritmo de carga.

Si este procedimiento de reacondicionado se lleva a cabo en un satélite de órbita LEO es necesaria otra batería extra, ya que mientras dura el proceso se puede obtener energía de la batería, lo cual conlleva más peso y mayor coste.

En las celdas NiCd avanzadas, gracias a investigaciones recientes, se ha conseguido que tengan un mejor rendimiento eléctrico y que eliminen el efecto memoria, equiparándolas con otros tipos de baterías.

6.4.1.2 Níquel-Hidrógeno (NiH₂)

Habitualmente son usadas en misiones con órbita geoestacionaria o cuando el consumo es más de 1000 W. Para su funcionamiento eléctrico aprovechan los mejores electrodos de las baterías NiCd y de las *fuel cells*, de manera que tienen un electrodo de Níquel y otro de Hidrógeno. El electrolito suele ser hidróxido de Potasio (KOH).

El Hidrógeno, cuando la celda está cargada se encuentra en estado gaseoso (y el Níquel está oxidado) y genera una presión elevada que la carcasa debe soportar. Este tipo de celdas deben incluir válvulas, lo cual incrementa la complejidad. A cambio, la presión interna del Hidrógeno es un indicador fiel del estado de carga, por lo que midiendo esa presión se puede averiguar la capacidad disponible en la batería.

Las baterías NiH₂ tienen la ventaja de que pueden asumir ciertos excesos respecto a sobrecargas y descargas y, en comparación con las baterías NiCd tienen menor resistencia interna. Como contrapartidas, tiene una baja densidad de energía y una fuerte dependencia de la temperatura en la eficiencia de carga, siendo del 90% a -20 °C y de 50% a +30 °C.

Las baterías NiH₂ diseñadas para misiones LEO son sustancialmente distintas por el DOD que se emplea y por la energía específica obtenida. Para minimizar pérdidas, en estas misiones no suelen cargarse más allá del 85%.

Aunque las baterías de este tipo no tienen efecto memoria, tal y como demuestran numerosos estudios, es habitual que por petición de los ingenieros se realicen procesos de reacondicionado de la misma manera que en las baterías NiCd.

6.4.1.3 Ión-Litio (Li-ion)

Este tipo de baterías son las de aparición más reciente y desde entonces han estado presentes en una gran cantidad de misiones. El electrodo positivo es de LiNiCoO_2 y el electrodo negativo es de carbono en forma de dos grafitos distintos. Por su parte, el electrolito que envuelve a ambos es una sal de Litio, LiPF_6 .

Las baterías de Litio tienen un voltaje de fin de descarga de 2,7 V, un voltaje máximo de 4,2 V y, el más importante, un voltaje medio en la descarga de 3,5 V, lo que hace que se necesiten aproximadamente un tercio de las celdas requeridas si fueran de NiCd o NiH_2 , que tienen un voltaje nominal de 1,25 V aproximadamente.

Otra ventaja que ofrecen estas baterías es que tienen una mayor densidad de energía, ya que las celdas pueden ser prismáticas y pueden empaquetarse mejor. También la energía específica es mayor por el bajo número atómico del elemento Litio. Además, la eficiencia de carga es elevada y, dada su poca sensibilidad a la temperatura pueden operar en un amplio rango, de $-20\text{ }^\circ\text{C}$ a $+40\text{ }^\circ\text{C}$.

Sin embargo, tiene desventajas como el hecho de ser muy vulnerable a la sobrecarga, y queda dañada con facilidad. Por ello, es necesario implementar un circuito más complejo con protección de sobrecarga, lo que aumenta el coste. Cada célula tiene un control, un balance que asegura que no haya diferencias entre los estados de carga de un *string*.

Por último, en la parte química de la pila, tiene una característica a favor: al no haber medio acuoso no se sufre corrosión en los electrodos. En cambio, la reactividad del Litio hace que deba ser encapsulado para estabilizarlo, lo cual se hace con moléculas de grafito, algo muy caro. También ocurre que al reaccionar con el electrolito produce una capa de pasivado que desaparece al completarse un ciclo de carga/descarga por lo que se va produce una pérdida progresiva de material y por ello este electrodo suele tener un espesor considerable.

6.4.2 Empresas fabricantes de baterías

6.4.2.1 Saft

Saft es una empresa francesa, fundada en 1918 que tiene una gran presencia en el sector espacial, a través de su división SBG (*Specialty Battery Group*), que también engloba las industrias de defensa y electrónica.

Principalmente fabrica baterías de Litio, aunque tiene disponibles baterías NiCd y NiH_2 también, e incluso baterías primarias de Litio. Saft ha provisto equipos para satélites como GALILEO (de órbita MEO) o Calipso (de órbita LEO). También tiene clientes como la ESA al que ha suministrado baterías para la cuarta etapa del lanzador Vega, denominada AVUM.

La división SBS facturó 271 millones de euros en 2012 y el grupo completo tiene aproximadamente 4100 empleados distribuidos entre sus 16 centros. La presencia internacional alcanza 19 países.

6.4.2.2 ABSL

Es una empresa británica con presencia principalmente en Reino Unido y Estados Unidos. Participa en un total de 70 misiones de satélites, entre lanzados y en desarrollo, de los cuales 58 corresponden a misiones LEO. También tiene una pequeña presencia en instrumentación óptica, especialmente en el rango infrarrojo.

Las baterías que suministra son de Litio y también produce baterías primarias. Sirve también a misiones tripuladas y misiones interplanetarias, como por ejemplo, Mars Express.

6.4.3 Selección para uso en la misión

A la hora de seleccionar una batería apropiada para la misión se han tenido el mismo tipo de problemas que en otros subsistemas: no existe suficiente información publicada sobre la que apoyar la decisión.

Por ello, se ha optado por elegir la misma batería que empleará el UPMSat-2, de manera que guarde coherencia con dicho satélite. Las dimensiones, masa máxima, órbita y consumo medio de potencia son similares, por lo que no es una decisión aleatoria, sino que tiene fundamento en la similitud de ambas misiones.

La batería elegida es fabricada por la empresa francesa SAFT y se denomina 6S4P VES16 (véase Figura 6.2), que representa un conjunto de cuatro *strings* en paralelo de seis celdas VES16 en serie cada uno. Estas celdas son de Litio-Ión con las características típicas de este tipo de baterías.

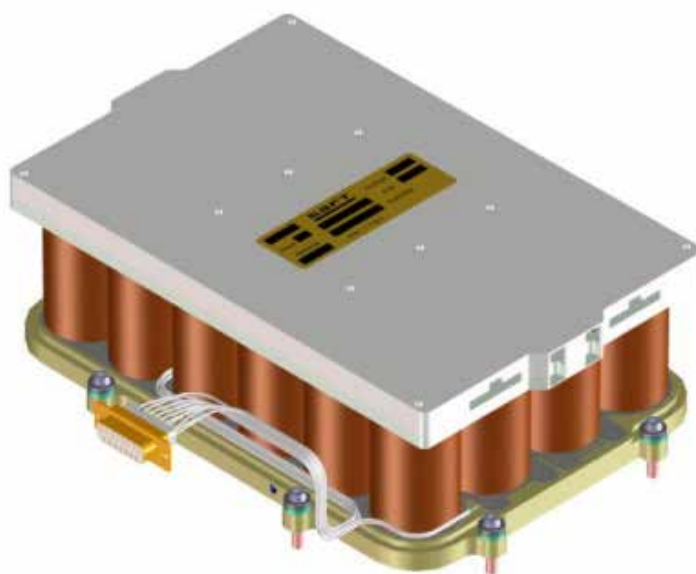


Figura 6.2 Batería 6S4P VS16 de la compañía Saft.

El electrodo positivo está fabricado con un compuesto de Litio, Níquel, Cobalto, Aluminio y Oxígeno, mientras que el negativo es de grafito. El electrolito es una sal de LiPF_6 y la carcasa es de acero inoxidable, por lo que concuerda mayoritariamente con la descripción previa de este tipo de baterías.

El voltaje nominal es de 3,6 V y los límites de descarga y de carga son, respectivamente, 2,7 V y 4,1 V (véase Figura 6.3). Cada celda tiene una capacidad de 4,5 Ah y la energía nominal de todo el conjunto es de 18 Ah, con una energía total de 384 Wh. El voltaje de la batería completa es de 24,60 V como límite máximo (aunque el fin de carga se recomienda que sea 24,30 V) y 18,75 V de límite inferior.

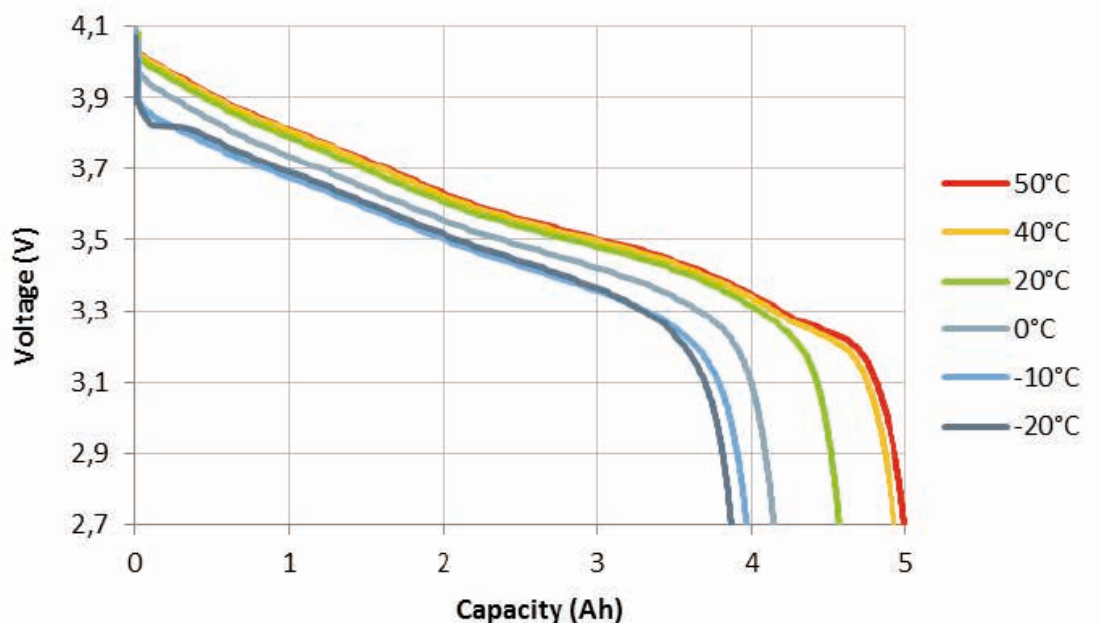


Figura 6.3 Curva de descarga a distintas temperaturas de la celda VES16 de Saft. Extraída del manual de usuario dicha batería.

La forma de las celdas es cilíndrica, aunque el conjunto de las 24 celdas que forman la batería se aproxima a un prisma rectangular. Cada celda pesa 115 gramos, con un diámetro de 33 mm y altura de 60 mm. El conjunto mide, aproximadamente 240 x 175 x 90 mm³ y pesa unos 3,70 kg. Además de las celdas, la batería incluye varias capas de material plástico con diferentes funciones y también una placa con los circuitos de balanceo y otra con las conexiones en serie.

6.5 Paneles fotovoltaicos

En el diseño de un panel fotovoltaico de aplicación espacial se pueden encontrar tres grandes apartados: las células solares, cuyo dimensionado y selección es de vital importancia; la elección del tipo de sustrato, que viene determinada en ocasiones por otros aspectos de la misión, principalmente el requisito de potencia; y, por último, el mecanismo de despliegue, que es necesario definir y diseñar cuidadosamente para que no acarree pérdidas en la actuación general del satélite.

En el caso de la misión Plymouth sólo el primer elemento cobra especial importancia, ya que no es necesario un mecanismo de despliegue ni hay elección en cuanto al sustrato, pues irá montado en la estructura del satélite.

6.5.1 Explicación del funcionamiento de una célula solar

Previamente se ha expuesto que existen numerosos tipos de energía aprovechables para aplicaciones espaciales, e incluso de los sistemas que emplean la energía solar hay varias opciones. Una de ellas, que además es la mayoritaria, es el uso de paneles solares que sacan provecho del efecto fotovoltaico.

El efecto fotovoltaico es el proceso por el cual se genera una diferencia de potencial eléctrico entre dos materiales semiconductores similares, donde uno de ellos es de tipo n, con alta concentración de electrones y otro tipo p, con baja concentración de electrones, al iluminar la unión de ambos con fotones de la luz solar.

La energía de esos fotones es transferida a los electrones de los materiales creando portadores de carga que generan la diferencia de potencial. Esta diferencia de potencial es el voltaje que suministra a la carga que se le aplique.

Durante gran parte de los años que se han utilizado, desde 1954 con su primer uso, el material de los paneles era Silicio, dopado adecuadamente para cada capa. Sin embargo, en los últimos años se comenzó a emplear Arseniuro de Galio, GaAs, que tiene mayor rendimiento aunque es más caro. En general, el rendimiento de las células solares de Silicio cristalino no supera el 24% mientras que las células de GaAs puede llegar al 29%.

6.5.2 Caracterización de una célula solar

A la hora de estudiar, analizar y comparar las células solares se emplean varias caracterizaciones que permitan conocer su comportamiento. En primer lugar, la herramienta principal de simulación es el circuito equivalente eléctrico que por medio de varios componentes simples modela el comportamiento total.

En la Figura 6.4 se observa la distribución de los componentes en un modelo eléctrico típico de célula solar, donde todos ellos quedan relacionados en paralelo.

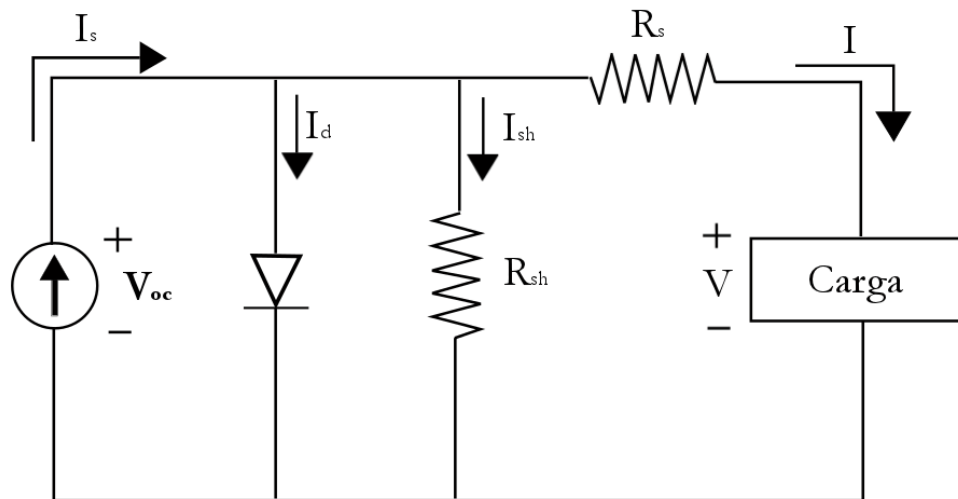
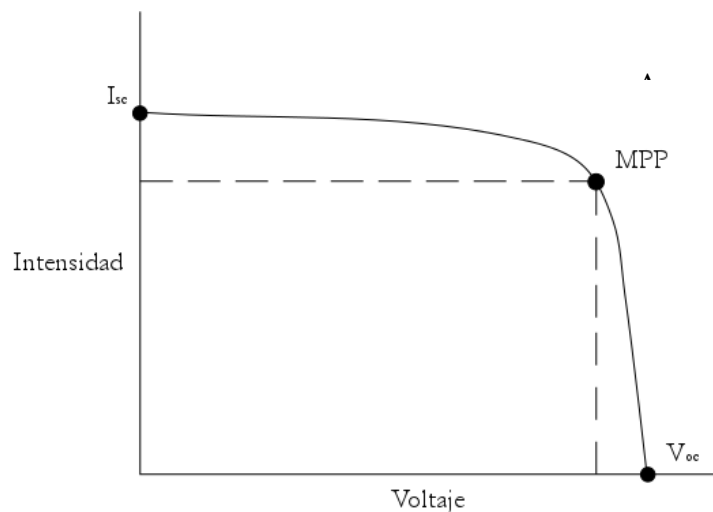


Figura 6.4 Modelo eléctrico típico de un panel solar alimentando una carga genérica.

La resistencia R_s es la resistencia interna que se opone a la corriente, mientras que R_{sh} representa la pérdida que se produce en la unión de la placa solar. El mejor caso de operación posible es aquel en el que la resistencia R_s es nula y R_{sh} es infinitamente grande, de tal manera que no se tienen pérdidas. Sin embargo, la influencia del valor de cada resistencia no es igual, mientras que la resistencia del *shunt*, R_{sh} , no tiene apenas influencia, la resistencia interna, R_s , sí que es relevante en el comportamiento final del circuito.

En segundo lugar están los gráficos I-V y P-V, que representan la intensidad según el voltaje y la potencia para cada voltaje respectivamente. En la Figura 6.5 se puede observar una curva I-V genérica (A) y otra P-V (B).



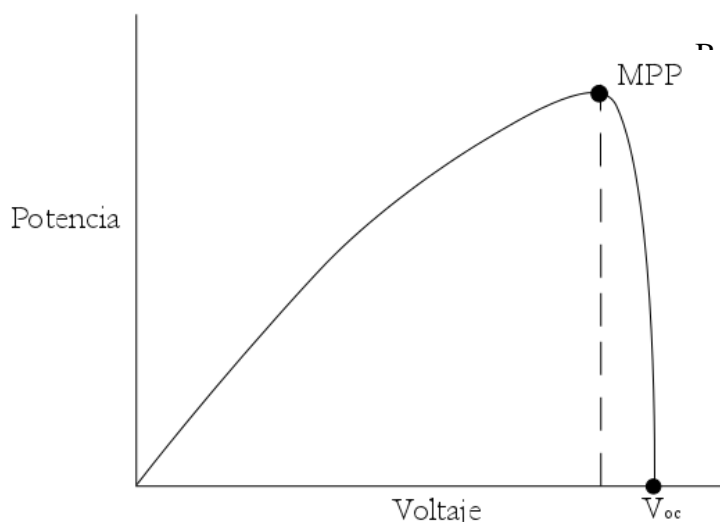


Figura 6.5 Curva I-V genérica (A) y curva P-V (B) de un panel solar.

En la curva I-V existen tres puntos de interés, que son además los proporcionados por el fabricante, que permiten generar esta curva. En primer lugar, V_{oc} es el voltaje correspondiente cuando la intensidad es nula, es decir, el equivalente a tener el circuito abierto. En segundo lugar está I_{sc} , que es la intensidad que recorrería el circuito en caso de tener diferencia de potencial nula, como un cortocircuito. Por último, MPP es el punto de máxima potencia, donde el producto $I \cdot V$ se mayor.

Obviamente, para cada voltaje sólo hay una intensidad de salida posible. En esta curva también se puede confirmar la aproximación empleada que toma el comportamiento de la parte izquierda respecto de MPP como generador de intensidad constante y la parte derecha como generador de voltaje constante. Como ultima consideración, si se ignora el I_d e I_{sh} se obtiene que I es equivalente a I_{sc} .

Por otro lado, en la curva P-V se enfrenta el producto $I \cdot V$, la potencia, contra el voltaje de la célula solar. Como era de esperar, el punto de máxima potencia está situado en el mismo voltaje que en la curva I-V y el dominio también coincide, de 0 a V_{oc} . Esta segunda curva es menos empleada y representativa que la curva I-V.

6.5.3 Causas de variabilidad de la eficiencia de una célula solar

A lo largo de la vida útil de las placas solares, su rendimiento va decayendo poco a poco. Pero también en el tiempo característico de una sola órbita pueden variar sus condiciones y capacidad de producción. Las causas que provocan esta pérdida de prestaciones se pueden reducir a tres, que afectan, como se ha dicho, de manera distinta en la cronología de la misión.

En primer lugar está el efecto de la temperatura. Su aparición es constante, pues en todas las órbitas se da un cambio de temperatura de las placas ya que al salir del eclipse están más frías que al fin del periodo de iluminación. También puede tener un tiempo más largo si el satélite se va acercando a la fuente de energía, generalmente el Sol.

Como resumen, los paneles tienen un comportamiento negativo ante un incremento de la temperatura: baja el voltaje de salida y también se reduce la potencia, a pesar de que la intensidad generada se eleva (véase la Figura 6.6).

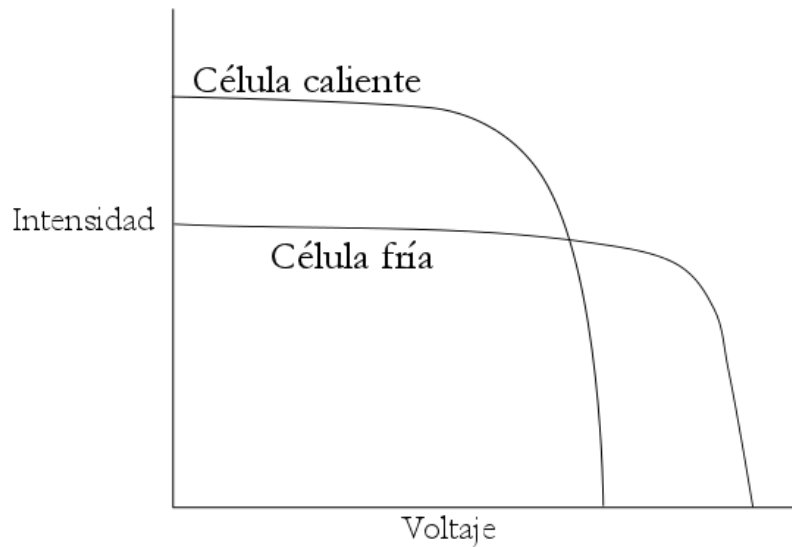


Figura 6.6 Cambio en la curva I-V de una célula solar según la temperatura de la misma.

Normalmente los datos del fabricante suelen estar referidos a 25°C como temperatura estándar. En el caso de las células de Silicio, el rendimiento se reduce un 0,5% por cada grado que se eleva la temperatura; las células de GaAs tienen un mejor comportamiento ante las subidas de temperatura, pero también negativo.

Los paneles suelen llevar un recubrimiento de cristal que refleja la radiación no útil, para mantener la célula lo más fría posible ya que toda la potencia que no es convertida en electricidad permanece en la misma elevando la temperatura.

Otra causa de disminución del rendimiento de la célula solar es el causado por la radiación. Su efecto es reducir los valores de todos los puntos característicos, tanto en voltaje como en intensidad de salida (véase Figura 6.7), de manera que queda reducida la potencia entregada al sistema. El daño lo causan las partículas electromagnéticas altamente energéticas, como los protones y los electrones en parte provenientes de emisiones solares o atrapados en los cinturones de Van Allen.

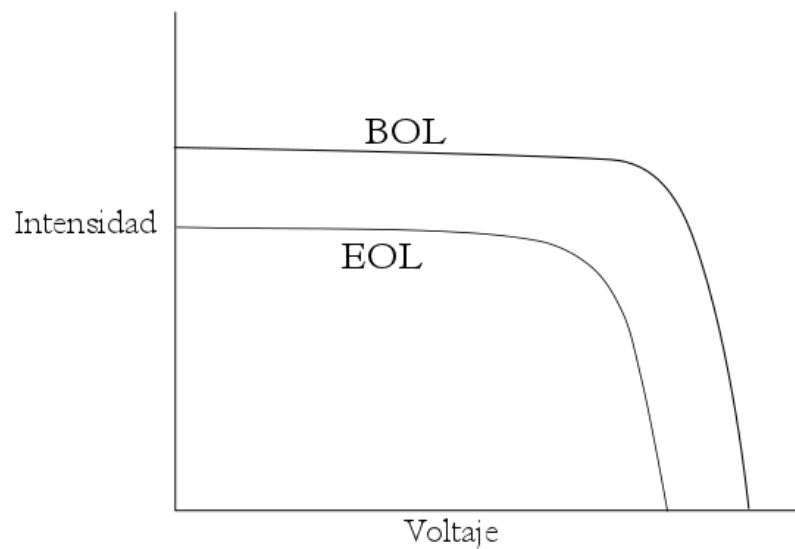


Figura 6.7 Cambio en la curva I-V de una célula solar según el tiempo de uso.

También parte de la bajada de prestaciones viene producida por el oscurecimiento del cristal protector, aunque solo representa el 4-10% durante el primer año, mientras que los años siguientes es despreciable. En total, los daños sufridos en los dos primeros años son equivalentes a los sufridos del tercer año al séptimo [1].

El último factor negativo del rendimiento es la falta de iluminación por sombras, las cuales suelen ser producidas por otros elementos desplegados del satélite o apéndices que interrumpen la iluminación solar. Este efecto es el único evitable, aunque la red conductora que se sitúa como polo negativo encima de la capa n provoca zonas de sombra según el ángulo de incidencia sea mayor. En el caso de que los paneles estén acoplados a los laterales del satélite, este problema se minimiza casi por completo.

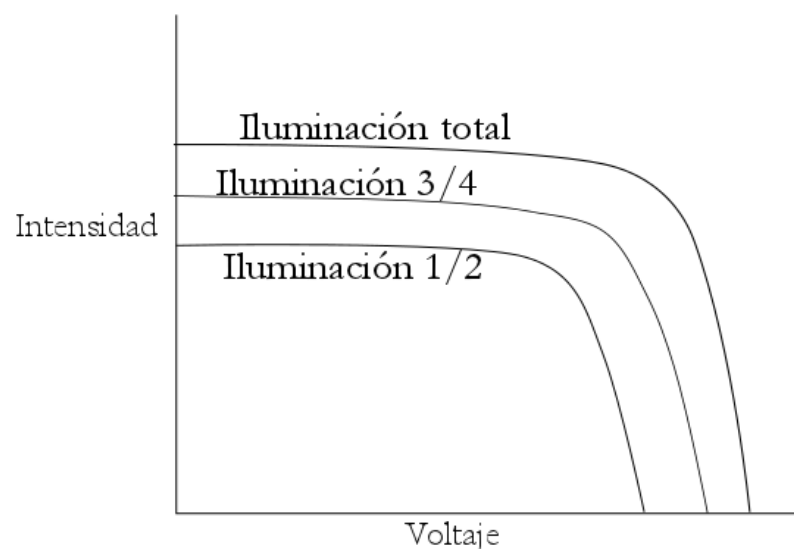


Figura 6.8 Cambio en la curva I-V en una célula solar según la intensidad lumínica.

6.5.4 Construcción de una célula solar

La construcción básica de una célula solar se limita a colocar dos láminas de semiconductores, uno de ellos tipo n y otro tipo p. En el comienzo del uso de los paneles solares la se situaba la capa positiva, tipo p, en la parte exterior y la lámina tipo n en la parte inferior. Actualmente siempre se sitúa la capa negativa en el exterior, ya que ofrece una mejor resistencia a la radiación, prolongando la vida útil de los paneles. Además, la capa superior es siempre más fina que la inferior.

El siguiente constituyente obligatorio de la célula son los polos positivo y negativo. El primero es otra capa situada debajo del semiconductor tipo p con el cual tiene un contacto completo. Para el polo negativo se sitúa una red de cables sobre el semiconductor tipo n. El grosor de los cables es una decisión importante ya que cuanto más grueso sea ocultará mayor superficie pero conducirá mejor la electricidad.

A partir de esta configuración mínima, se suelen añadir varias capas para mejorar el rendimiento y durabilidad. En la parte superior se coloca un revestimiento transparente antirreflejos para procurar que el máximo de energía posible llegue a las siguientes capas. Por encima de esta capa se sitúa una capa de cristal unida por adhesivo transparente. Algunos beneficios de esta capa cristalina son:

- Reduce al pérdida de energía por reflexión.

- Refleja los rayos UV que en ningún caso son convertidos en electricidad y además degrada la célula.

- Protege de la radiación.

- Protege del polvo y los impactos.

En la parte inferior se recubre con otra capa, en este caso reflectiva, con el objetivo de devolver al exterior la radiación que no haya sido utilizada, ya que generaría un aumento de la temperatura.

Este proceso permite construir una célula fotovoltaica, pero es necesario concatenar un gran número de estas para alcanzar los requisitos de voltaje y potencia de una misión. Por ello, el siguiente paso es construir los paneles solares. Para ello es necesario fijar las células solares, en la disposición serie-paralelo definida en el diseño, de manera que queden iluminadas por el Sol en los periodos de día.

Existen numerosas maneras de montar los paneles en el satélite y conseguir que los paneles queden expuestos a la luz solar. Sin embargo, como ya se ha comentado, sólo se explicarán dos de ellas, las más utilizadas, dado que la misión Plymouth equipará una de esas opciones por requisitos de la misión. Estas son: la opción de paneles rígidos y la opción de paneles solares montados en la estructura.

En el caso de los paneles rígidos, se emplea un sustrato sobre el que adherir las células. Este panel suele ser de material compuesto, con núcleo de panel de abeja de

aluminio y revestimientos de fibra poliméricas. El proceso de pegado ha de ser sumamente preciso y efectuado con gran cuidado, pues puede estropear todo un *string* si la célula resulta contaminada.

Además, la posición de los *strings* debe diseñarse con el objetivo de reducir el momento magnético que crearán al circular corriente eléctrica, que puede afectar al rendimiento del satélite a la hora de cumplir la misión.

Tienen dos principales inconvenientes, que se podrían resumir en que añaden complejidad a la operatividad del satélite. En primer lugar, requieren mecanismos de despliegue que cambien la posición de los paneles de la posición de lanzamiento a la posición de trabajo, con la consecuente necesidad de motores, actuadores y ejes de rotación. Además de la propia complicación de este proceso, los cables deben alcanzar todos los paneles, por lo que son necesarias juntas u otro método que permita la movilidad de los cables.

En segundo lugar, para que realmente resulte rentable, requiere de un sistema de detectores solares para garantizar que se tiene la mejor orientación posible para maximizar la potencia producida. Esto permite en cambio que un satélite de un tamaño dado, pueda producir una energía que requeriría una superficie mucho mayor.

Por otro lado, el montaje de los paneles en la propia estructura de satélite es típico de pequeños satélites, generalmente científicos, con un requisito de potencia asumible por la superficie lateral del mismo. En este caso no se necesita sustrato de material compuesto por lo que se reduce el peso y la complejidad del sistema.

La principal desventaja es que no pueden iluminarse todas las células a la vez, una buena parte de las células solares no producen voltaje de salida, con lo que hay que aislar las células que están en sombra.

6.5.5 Empresas fabricantes de paneles fotovoltaicos

En el momento del proceso de selección de las células solares se pueden ver que existen numerosas empresas habilitadas para la fabricación de placas solares calificadas para uso espacial. Cada una ofrece tipos distintos de células, tanto en material, forma y tamaño, rendimiento y por supuesto, precio. Sin embargo, no es habitual que todos estos datos sean públicos, lo que dificulta la labor de decisión en proyectos como el presente.

Por ello, se han elegido dos empresas para mencionarlas brevemente y explicar su contexto:

6.5.5.1 Selex ES:

La nueva denominación de esta empresa surge el 1 de enero de 2013 con la unión de SELEX Galileo, SELEX Eltag y SELEX Sistemi Integrati, empresas que ya estaban dentro del grupo Finmeccanica. Con esta unión, la empresa se encuentra ampliamente diversificada pues tiene división de Espacio, pero también de ingeniería naval, aeronáutica, civil e incluso división de seguridad.

En la división de Espacio tiene numerosos productos que cubren gran parte de las necesidades de un satélite: ofrece cargas útiles electro-ópticas para múltiples tipos de misión, sensores para determinación de actitud, módulos de comunicación y, por supuesto, células solares y demás equipos para el sistema de potencia. Además, ha sido contratado para desarrollar equipos o sensores en misiones como el ATV (*Automated Transfer Vehicle*), el observatorio Planck, parte del Brazo Robótico Europeo para la ISS (*European Robotic Arm*, ERA) o en la misión BepiColombo.

Como empresa, tiene unos 18000 trabajadores en todo el grupo, unos ingresos de 3500 millones de euros y posee, entre otras, centros de trabajo en Reino Unido e Italia.

6.5.5.2 Azur Space

La empresa comenzó a operar en 1964, pero solo desde 2007 se emplea el nombre actual, Azur Space Solar Power GmbH. Dada esta larga experiencia, ha suministrado más de diez millones de células de Silicio y un millón y medio de células GaAs.

Entre sus hitos tecnológicos más importantes está conseguir células solares de más de 40% de eficiencia, aunque para aplicaciones terrestres. Sus principales sectores de mercado son las células solares calificadas para Espacio y, por otra parte, las células para empleo en Tierra.

Su importancia en el sector industrial se demuestra por las aportaciones que ha hecho a misiones de la NASA y de la ESA, como el Telescopio Espacial Hubble, o la Venus Express y Mars Express.

6.5.6 Selección para uso en la misión

En el caso de la misión Plymouth, la selección de las células solares que equipará el satélite se va a realizar con la misma herramienta que ha sido utilizada en el UPMSat-2 para el diseño preliminar del presupuesto de potencia. Para poder realizar los cálculos es necesario conocer:

- El rendimiento de cada célula,
- el área efectiva de cada célula, y
- el número de células que hay en cada cara.

Para el último dato de esta lista se requieren otros datos de la célula para poder calcularlo, como son el voltaje de máxima potencia, V_{MPP} , y las dimensiones de la célula. Estos datos se obtienen de las especificaciones de cada célula.

Las células finalmente seleccionadas para aplicar en esta simulación previa son cuatro de las ofrecidas por la empresa Azur Space. Una de ellas, la primera, está fabricada con Silicio mientras que las otras tres son de triple unión: tienen tres estratos de semiconductores en vez de dos, pero el funcionamiento es esencialmente el mismo. Esto aumenta la eficiencia y los valores característicos de la célula. Desde arriba hacia

abajo, las capas de semiconductores son GaInP, GaAs y Ge. Los datos necesarios se exponen en la Tabla 6.1.

Tabla 6.1 Parámetros básicos de las células solares estudiadas.

	S 32	3G	3G30C (a)	3G30C (b)
Voltaje de circuito abierto, V_{oc} , [V]	0,628	2,667	2,700	2,700
Voltaje de máxima potencia, V_{MPP} , [V]	0,528	2,371	2,411	2,411
Intensidad de corto circuito, I_{sc} , [A]	1,081	0,506	1,186	1,041
Intensidad de máxima potencia, I_{MPP} , [A]	1,025	0,487	1,147	1,007
Rendimiento, [%]	16,9	28,0	29,5	29,5
Área de la célula, [cm ²]	23,61	30,18	68,76	60,36
Dimensiones, [mm x mm]	31,9 x 74	40 x 80	60 x 120	80 x 80

Además, para poder plantear la simulación, es necesario conocer datos orbitales como la altitud de la órbita, su periodo, ángulo de posición inicial y velocidad de rotación y otros físicos como la potencia por unidad de área recibida, el radio de la Tierra. Los ángulos de entrada y salida del eclipse son calculados automáticamente. En el Anexo A se puede encontrar el desarrollo matemático necesario para hallar la potencia producida por cada panel.

Sin embargo, es conveniente recordar que el satélite tiene una órbita de mediodía, con lo que sufre un periodo de eclipse por órbita, que su apuntamiento es radial o gravitatorio (siempre tiene su eje Z alineado con el vector gravedad) y que tiene células solares en sus cuatro caras laterales y en la base superior.

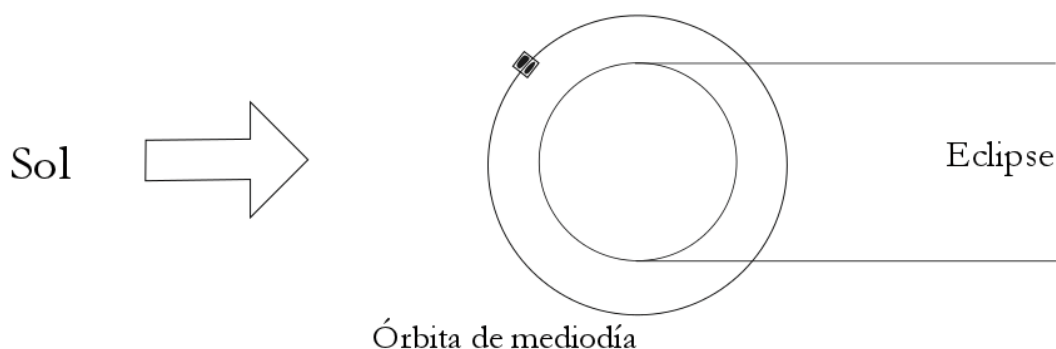


Figura 6.9 Esquema de la órbita.

A continuación, es necesario saber cuántas células se montaran en cada cara del satélite. Para ello se divide la tensión necesaria del bus entre el voltaje de máxima

potencia de la célula, arrojando cuántas células sería necesario poner en serie para alcanzar la tensión correcta. En caso de no ser el cociente un número entero, se debe redondear siempre por exceso. Esta serie de células se denomina *string*.

El siguiente paso es, conocidas las dimensiones del panel y de la célula, colocar el máximo número de células siempre y cuando este sea múltiplo de la cantidad de células por *string*, ya que no se puede dejar un *string* incompleto. Una vez conocida esta distribución es fácil calcular otros datos como el área cubierta o el peso entre otros. Todos ellos se muestran en la Tabla 6.2.

Tabla 6.2 Configuraciones de células solares según el modelo.

	S 32	3G	3G30C (a)	3G30C (b)
Células por string	54	12	12	12
Strings por cara (cara superior)	3 (2)	8 (4)	4 (2)	4 (2)
Strings totales	14	36	18	18
Células totales	756	432	216	216
Área cubierta, absoluta (relativa)	3824,82 cm ² (91,1%)	2897,28 cm ² (69,0%)	3300,48 cm ² (78,6%)	2897,28 cm ² (69,0%)
Peso de las células	571,5 g	1121,0 g	2021,8 g	1188,9 g

Con estos datos es posible realizar la simulación de generación de potencia y conocer que potencia media proporciona cada célula con su distribución (véase la Tabla 6.3). Todas las potencias mostradas en esa tabla están calculadas si el satélite se encuentra con dos caras paralelas al plano orbital, de manera que esas dos caras no proporcionan potencia en ningún momento.

Tabla 6.3 Potencia media generada en una órbita por cada modelo de célula solar estudiado.

	S 32	3G	3G30C (a)	3G30C (b)
Potencia generada [W]	57,35	66,27	79,54	69,82

Una vez obtenida estos valores, se decide dejar de continuar el proceso para las células 3G y 3G30C (b), ya que proporcionan valores intermedios a las otras dos. Las células S 32 y 3G30C (a) se emplean por tener los valores mínimo y máximo de manera que: si la célula de mínima potencia fuera apta, también lo serían las dos intermedias, y, si la célula máxima no fuera apta, ninguna de las anteriores podría serlo.

6.6 Dimensionado del subsistema de potencia

El dimensionado de los subsistemas se va realizar a través de una simulación de los presupuestos de potencia que tendrá el satélite en una situación dada. El objetivo de esta simulación es, por tanto, proporcionar datos aproximados de la potencia generada y

los consumos requeridos para conocer qué células solares son aptas para la misión Plymouth.

Estos cálculos se realizan con hojas del programa Excel de Microsoft Office, las mismas que se han empleado en la simulación de presupuesto del UPMSat-2 (véase el Anexo B). Se trata de dos hojas en las cuales se calcula primero la potencia generada por los paneles fotovoltaicos y, posteriormente se estudia el conjunto de consumos y entregas de potencia: paneles, baterías, subsistemas, pérdidas, etc. Los datos se han tomado cada 0,5 del recorrido orbital, de manera que se tiene un dato cada 8 segundos.

La actitud del satélite, que ya ha sido definida en el apartado correspondiente, es de apuntamiento radial. Este apuntamiento se obtiene haciendo coincidir la vertical local con el eje Z del satélite. Además, existe un giro alrededor del eje Z para facilitar el control térmico. Esa rotación no ha sido tenido en cuenta en este estudio preliminar.

La potencia generada puede variar de acuerdo a múltiples factores, la mayoría de los cuales no se pueden controlar. Por ello, en este estudio, dada la imposibilidad de abarcar todas las posibilidades, se ha optado por estudiar los casos de máxima potencia y mínima potencia generada. Previamente, en la Tabla 6.3, se han obtenido varias potencias medias de las cuales se han seleccionado la máxima y la mínima. Siguiendo este precepto, se estudiará la orientación del satélite respecto al Sol más desfavorable y más favorable.

Para determinar dichas orientaciones es necesario tener en cuenta el hecho de que el panel tiene un ángulo de incidencia de la radiación límite de captación de energía. Esta se ha fijado en 15° , lo cual es una aproximación tomada a partir del efecto real. Matemáticamente, la proyección se hace a través del coseno, pero en la realidad se adecúa al conocido como coseno de Kelly. Sin embargo, en el presente estudio, se ha tomado el valor del coseno matemático hasta 75° , y en adelante se ha considerado nula la producción de esa situación (véase la Figura 6.10).

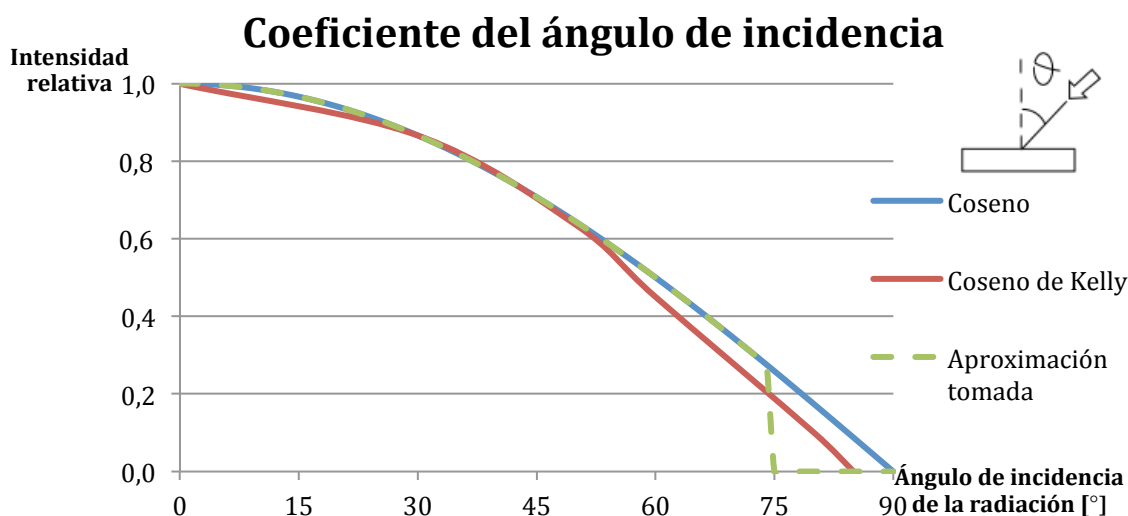


Figura 6.10 Coeficiente de corrección según la orientación de la radiación recibida.

Conociendo este efecto, la selección de las dos orientaciones comentadas se ha realizado de acuerdo a la Figura 6.11, que muestra la evolución de la potencia generada en función de la posición que tenga el satélite respecto al plano orbital.

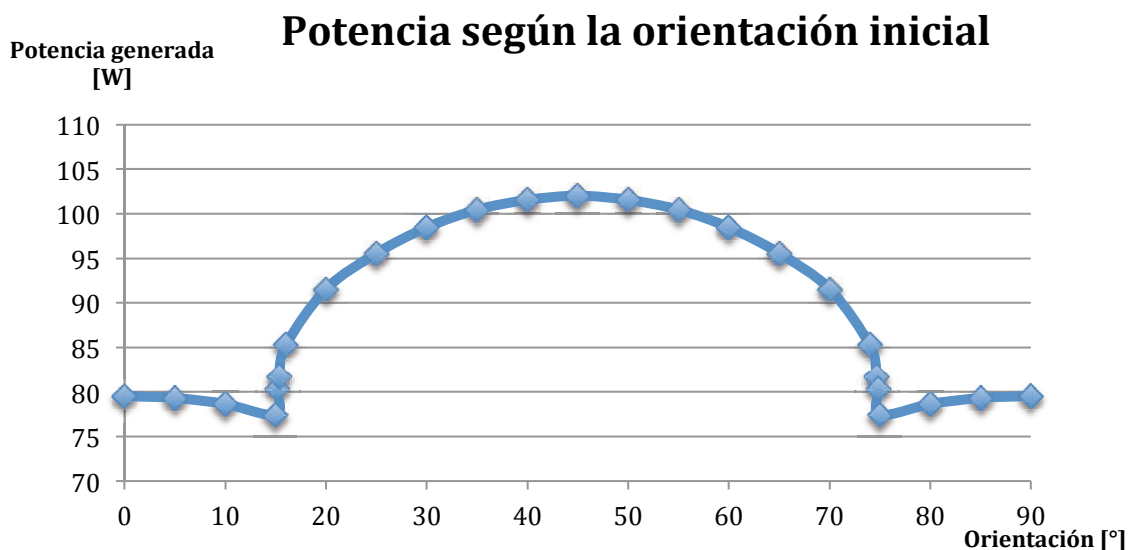


Figura 6.11 Potencia generada por el satélite si recorriese la órbita sin girar sobre su propio eje.

Se observa que la potencia disminuye en las zonas cercanas a los extremos. Esto es debido a que con ángulos de incidencia cercanos a 90° (estos 90° no corresponden al ángulo del eje X de la Figura 6.11) las células no son capaces de producir potencia (véase Figura 6.10), y por tanto en esa parte no entra en juego un segundo panel, como si ocurre a partir de 15° de rotación hasta 75° .

Por tanto se ha decidido estudiar la producción de los paneles para orientación de 15° y de 45° , donde se puede observar que la potencia es mínima y máxima respectivamente.

La insolación que reciben los paneles depende, principalmente, del ángulo con el que inicie la órbita, que determina la incidencia de los rayos solares. En la Figura 6.12 se pueden observar los coeficientes de insolación de los diferentes paneles en el transcurso de una órbita. La altura de los lóbulos de los paneles A a D es lo que varía al variar la posición inicial y en este caso corresponde a 30° . En el caso de rotación nula, los paneles A y C alcanzarían el máximo coeficiente, la unidad, mientras que los paneles B y D permanecerían a cero toda la órbita. En el caso máximo, con inclinación de 45° , los lóbulos de A y D y de B y C serían coincidentes, apareciendo cada pareja antes y después del eclipse respectivamente.

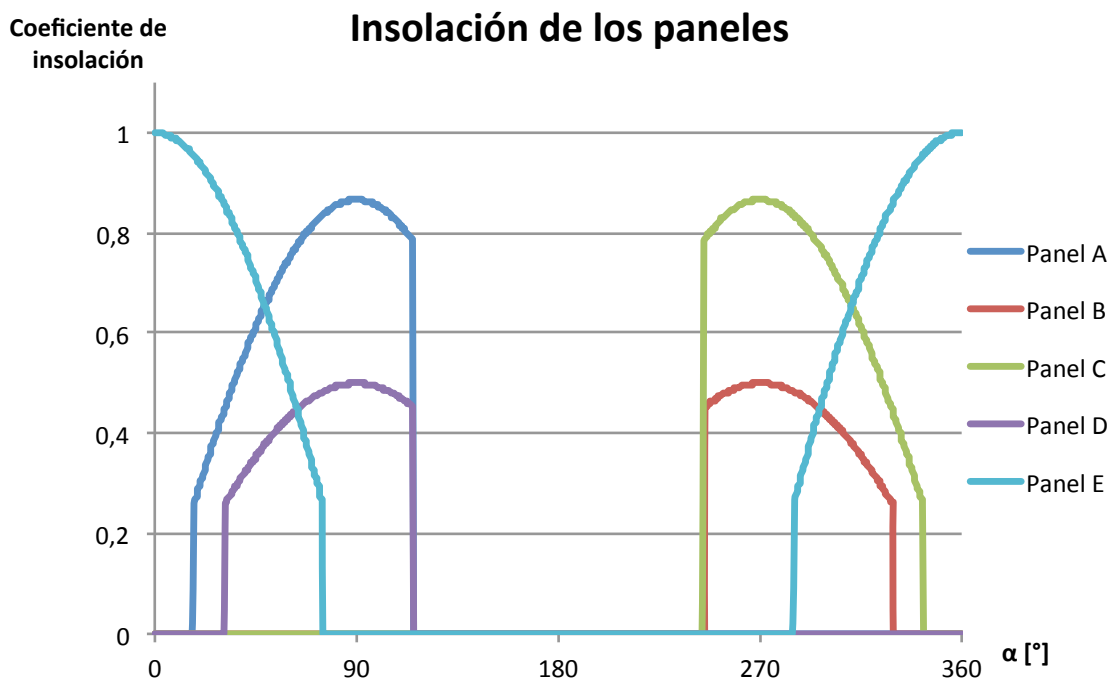


Figura 6.12 Coeficiente de insolación para cada panel a lo largo de la órbita.

Estas curvas representan la aportación que hace cada panel, por lo que multiplicando por las variables adecuadas (el método de cálculo se define en el Anexo A), se puede obtener la potencia generada por todo el satélite en cada momento de la órbita. En este paso sí afecta las características de la célula que se use para obtener la potencia e incluso, el número de células en cada cara. Con este cálculo se han obtenido las potencias previamente expuestas de la Tabla 6.3.

Finalmente, la Figura 6.13 expone la curva de potencia, donde se pueden apreciar los cambios de paneles operativos por los saltos de la curva, que también corresponde a una situación de 30° de desviación.

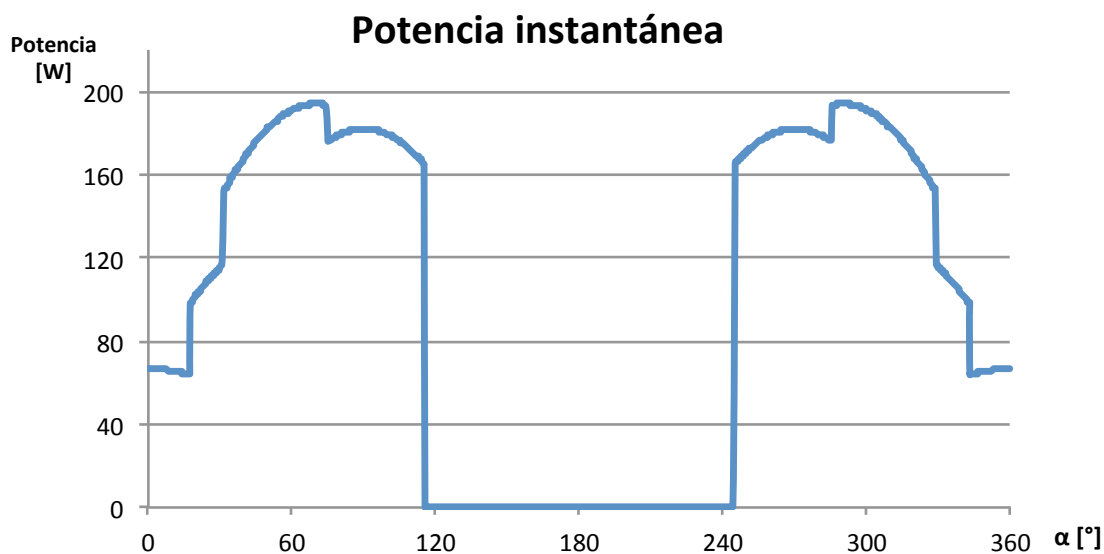


Figura 6.13 Potencia generada en cada punto de la órbita para una orientación fija de 30°.

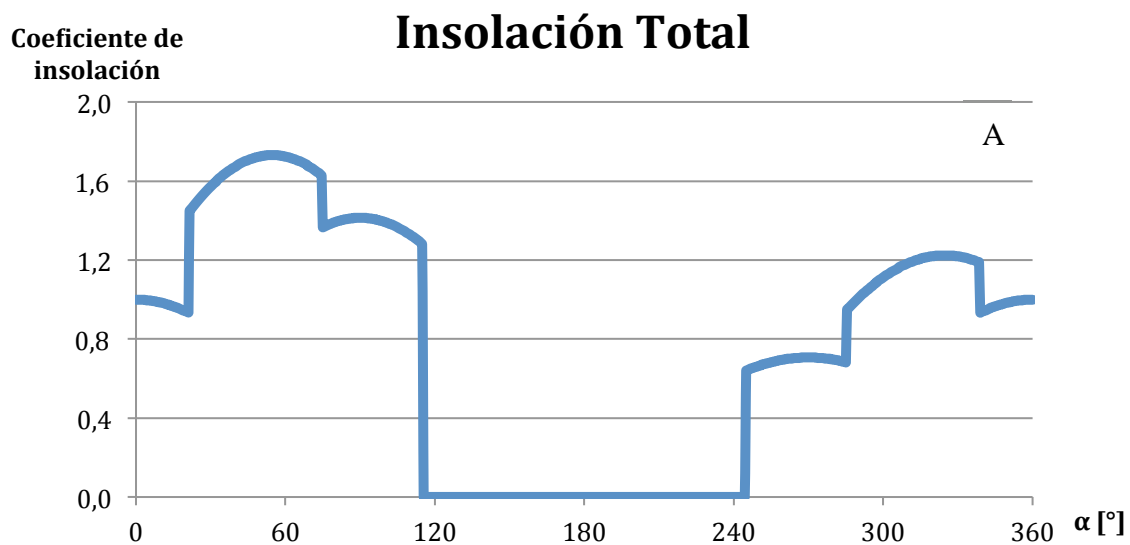
6.6.1 Modos de fallo de los paneles solares

Hasta ahora se ha contado con un funcionamiento perfecto de los paneles solares, pero es necesario estudiar casos en los que esto no ocurriese, ya que es importante saber con qué tipo de fallos se puede seguir esperando un desarrollo correcto de la misión y con qué fallos no se podrá seguir operando.

Es importante seleccionar cuidadosamente los modos de fallo, ya que cada modo propuesto es una simulación a realizar, y no es conveniente hacer simulaciones que no sirvan ni aporten información. En este caso, y en concordancia con lo propuesto para el UPMSat-2, se han definido tres modos de fallo:

- Fallo de un panel lateral
- Fallo del panel superior
- Fallo de un panel lateral y el panel superior

A continuación, en la Figura 6.14, se muestran las curvas de insolación total para estos tres modos de fallo explicados. La orientación inicial del satélite seleccionada para estas curvas es 45° , ya que se exponen a modo de ilustración. En el caso de 15° , algunos lóbulos son más pequeños o desaparecen por completo.



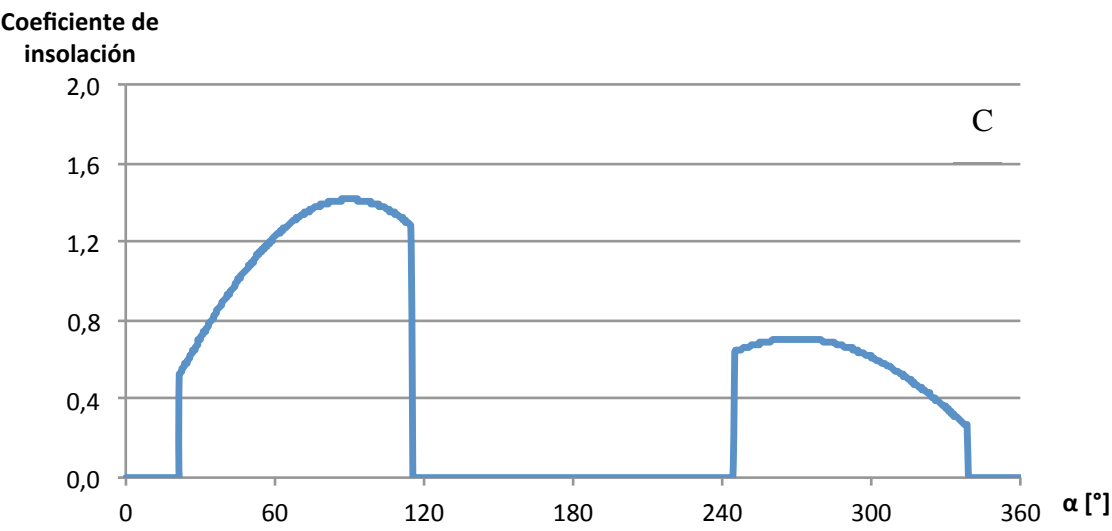
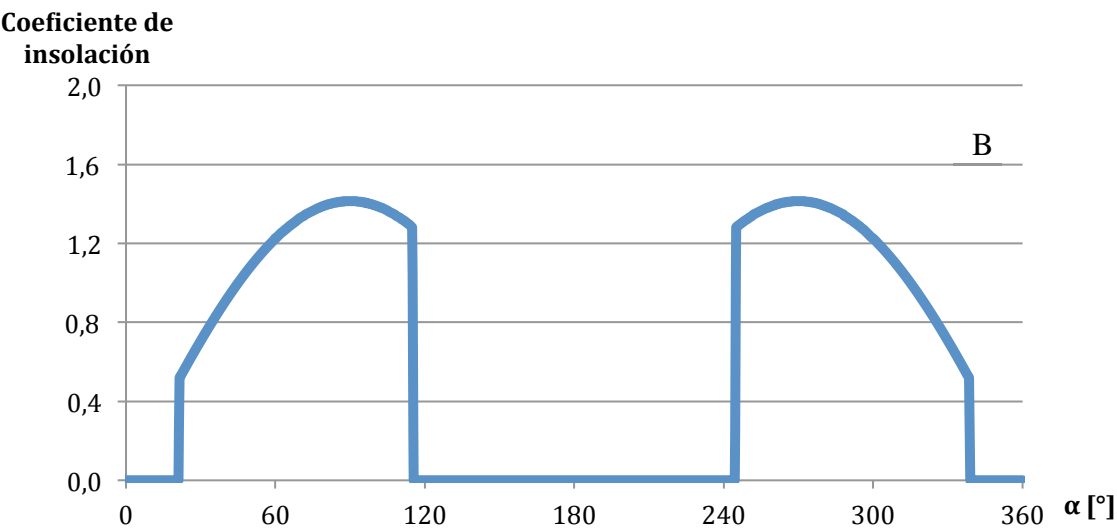


Figura 6.14 Coeficiente de insolación para cada modo de fallo: fallo de un panel lateral (A), fallo del panel superior (B) y fallo de un panel lateral y el panel superior (C).

Dado que el comportamiento es diferente para cada modo de fallo, cada orientación y según la célula solar, en la Tabla 6.4 se muestran las potencias medias generadas en cada combinación.

Tabla 6.4 Potencia media generada en una órbita para cada célula, modo de fallo y supuesta orientación fija.

		Célula Solar	
Modo de funcionamiento y orientación		S 32	3G30C (a)
Normal [W]	15°	56,0	77,4
	45°	72,3	102,06
Fallo Panel Lateral [W]	15°	37,1	49,0
	45°	58,8	81,6

Fallo Panel Superior [W]	15°	37,8	56,9
	45°	54,1	81,5
Fallo Panel Lateral y Panel Superior [W]	15°	18,9	28,4
	45°	40,6	61,1

6.6.2 Subsistemas de consumo

A lo largo del presente documento se han descrito una serie de subsistemas que dan soporte a la carga útil. La mayoría de ellos requieren un consumo de energía eléctrica para poder operar. Según el subsistema, el consumo puede ser constante o tener variaciones. En la Tabla 6.5 se muestran todos estos consumos.

Tabla 6.5 Consumos medios de cada subsistema.

Subsistema	Consumo por órbita [W]
ACDS	2,3
TT&C	13,5 (más dos pulsos de 48 W durante diez minutos cada 8 órbitas)
C&DH	10
Carga Útil	9

En el caso de la carga útil, no se han definido más perfiles de consumo, ya que 9 W corresponde al valor pico cuando la cámara está tomando imágenes, de manera que un consumo constante de 9 W es la peor posibilidad de operación.

6.6.2.1 Baterías

En el apartado 6.4 se ha explicado el funcionamiento de las baterías y su relación con el resto del sistema eléctrico. Su tarea de proveer potencia a todo el satélite cuando los paneles no puedan generar suficiente potencia hace que se comporten como una fuente de energía. En cambio, cuando los paneles producen energía de sobra para la necesidad de ese momento dado, las baterías actúan como un subsistema de consumo, admitiendo potencia según el exceso que haya y mientras no estén completamente cargadas.

Los datos obtenidos de la simulación que se incluyen en este documento son el estado de carga y el ritmo de carga, *charging rate*. Ambos se presentan más adelante con los resultados generales de las simulaciones.

El modelo 6S4P VES16 de SAFT, como se ha explicado previamente, está formado por cuatro *strings* en paralelo. Este aspecto es el que se va a emplear para definir los modos de fallo de la batería, que serán dos:

-Pérdida de un *string* (6 celdas).

-Pérdida de dos *strings* (12 celdas).

Por otra parte, se ha de fijar un DOD para la operación de la batería. Por similitud con el UPMSat-2 y por la amplia experiencia general existente en este tipo de baterías, se ha seleccionado el valor típico de 25%.

6.6.2.2 Exceso de potencia

Debido a que la producción de energía por parte de las placas fotovoltaicas no es regulable pero sí varía a lo largo del tiempo de funcionamiento del satélite e incluso dentro de un ciclo orbita, no se puede producir en cada momento la energía justa para alimentar al sistema. Por ello, en una gran parte de los periodos de día que atraviese el satélite en su misión se tendrá un exceso de potencia.

Este exceso de potencia puede generar problemas de sobrecalentamiento general en el satélite y provocar que dejen de funcionar correctamente los componentes. Por ello se ha de disponer de un método de disipar ese exceso de potencia. Generalmente esto se hace a través de un resistor situado fuera de la estructura.

Sin embargo, este exceso de potencia es necesario, ya que la producción de potencia decae progresivamente a lo largo de la vida del satélite. Al diseñar con intención de satisfacer los consumos en el final de la vida útil, se tiene un exceso durante toda la vida útil.

Por último, este exceso ayuda a prevenir estados de batería baja o crítica y a recuperar el satélite de esas situaciones en caso de que lleguen a ocurrir. También genera redundancia en el sistema eléctrico ante posibles fallos parciales.

6.6.2.3 Disipación por la transmisión de energía

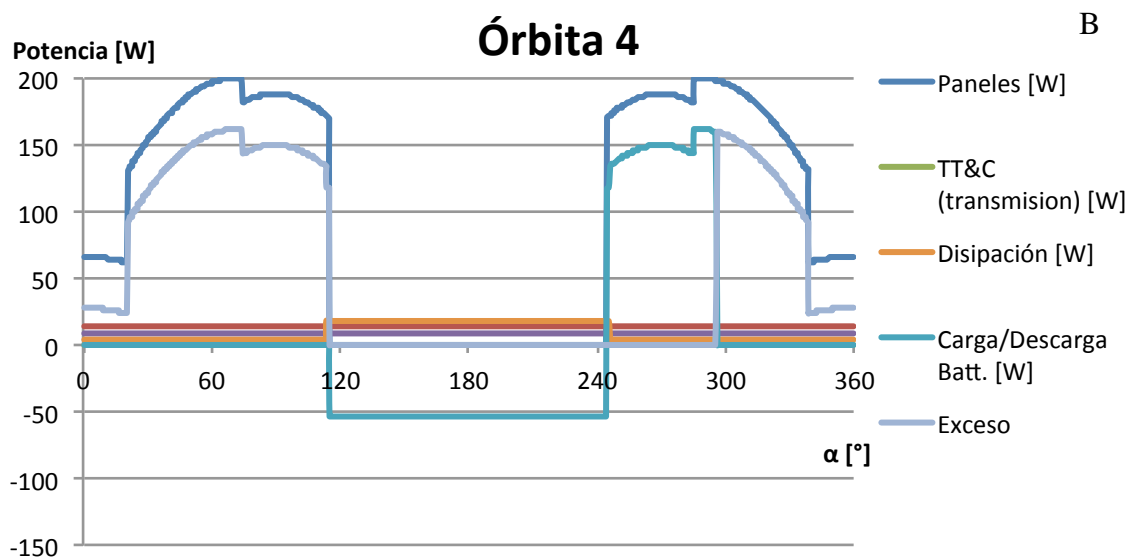
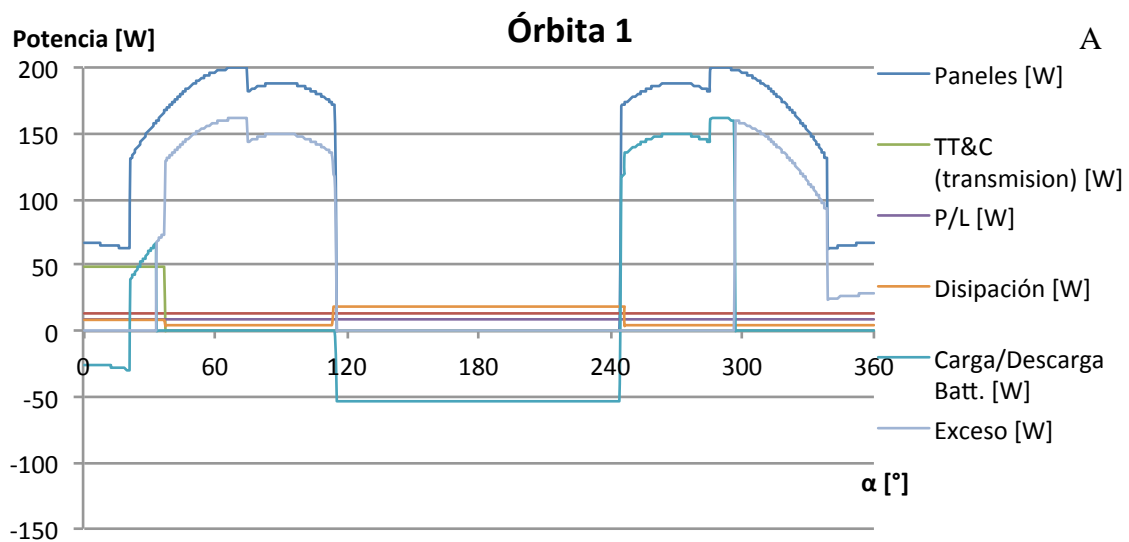
Para la simulación, se ha establecido un coeficiente de rendimiento que modele las pérdidas producidas en la transmisión de energía entre los paneles fotovoltaicos, las baterías y los subsistemas. Los coeficientes son distintos para los periodos de iluminación y de eclipse: 90% de eficiencia en el primer caso y 65% en el segundo caso. Estas estimaciones se han aceptado por ser similares a las enunciadas en el “*Space Mission Analysis and Design*” de Wertz y Larson.

6.6.3 Simulación de los comportamientos del sistema eléctrico

La simulación analiza el comportamiento de los componentes principales del sistema de potencia para averiguar si el funcionamiento es correcto y suficiente en los modos de operación dados: funcionamiento normal y casos de fallo.

La configuración de la hoja de cálculo proporciona las curvas de producción de potencia de los paneles, el consumo o cesión de potencia de las baterías y el exceso entre otras, para un solo día, lo que representa casi quince órbitas. De todas estas órbitas que genera la hoja, sólo se muestran algunas que tienen puntos de interés, ya que la gran

mayoría son esencialmente iguales. Con el mismo propósito de no aportar figuras que dificulten la lectura o incluso empeoren la información, no se exponen figuras de las dieciséis combinaciones (dos tipos de células, dos orientaciones y cuatro modos de operación). Se incluyen solamente las órbitas 1, 4 y 9 del caso de mayor producción energética y el de menor sin tener en cuenta fallos. El primero corresponde a usar la célula 3G30C (a) con orientación de 45° (véase Figura 6.15) y el caso más desfavorable será con la célula S 32 y orientación de 15° .



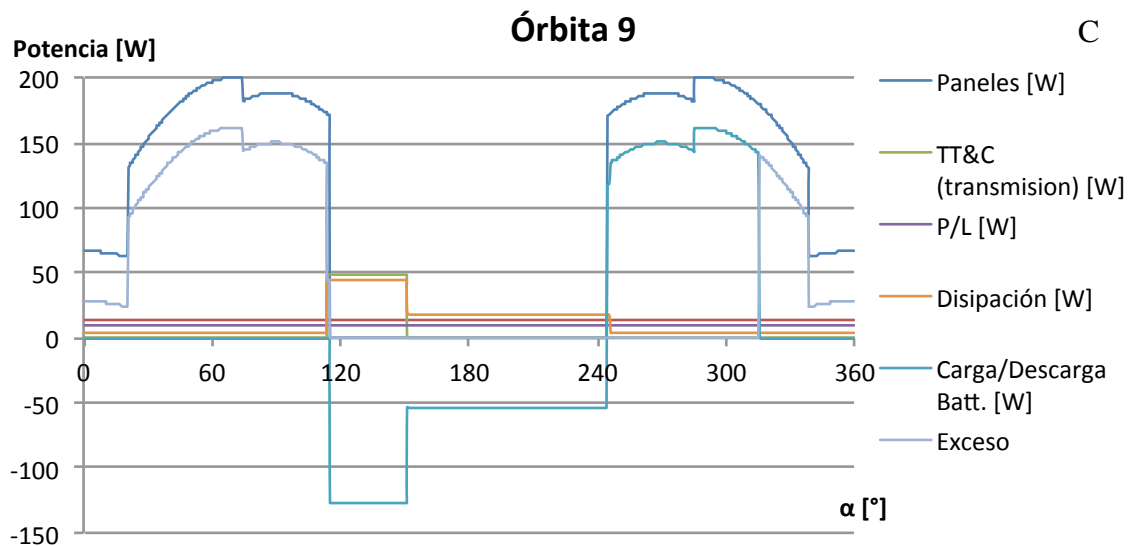
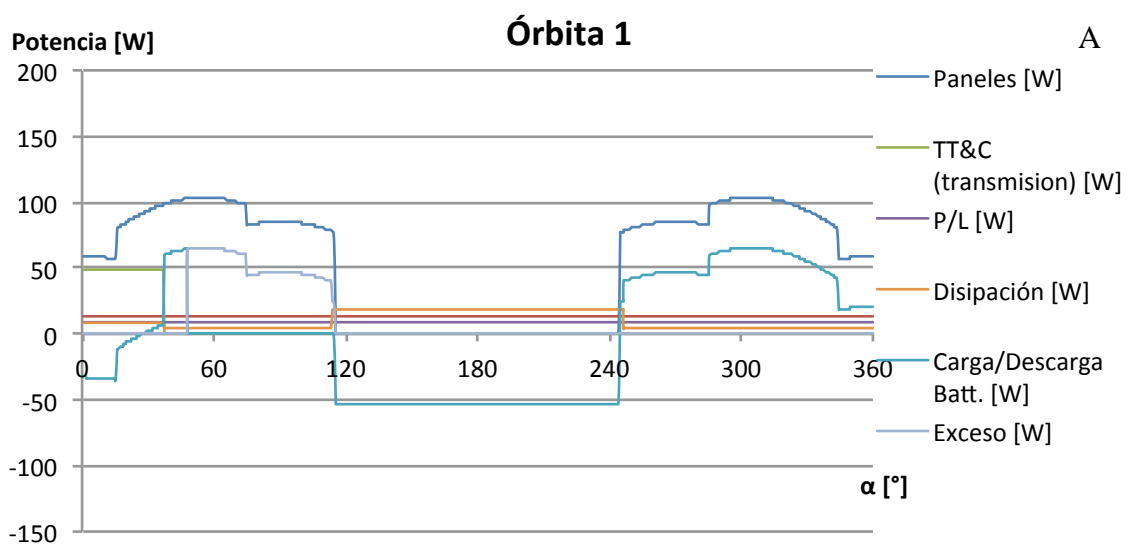


Figura 6.15 Consumos y aportaciones a lo largo de una órbita con inclinación fija de 45° y célula solar 3G30C.

Las órbitas 1 y 9 son puntos de interés por ser aquellas en las que se produce la transmisión de datos y tienen un consumo de potencia elevado. La órbita 4 se incluye como representativa del resto de órbitas. Es esta cuarta órbita se observa cómo, tras el eclipse, la batería deja de consumir energía antes del final de la órbita.

En la Figura 6.16 se observan las mismas órbitas con la potencia generada por la célula S 32 con una orientación de 15°.



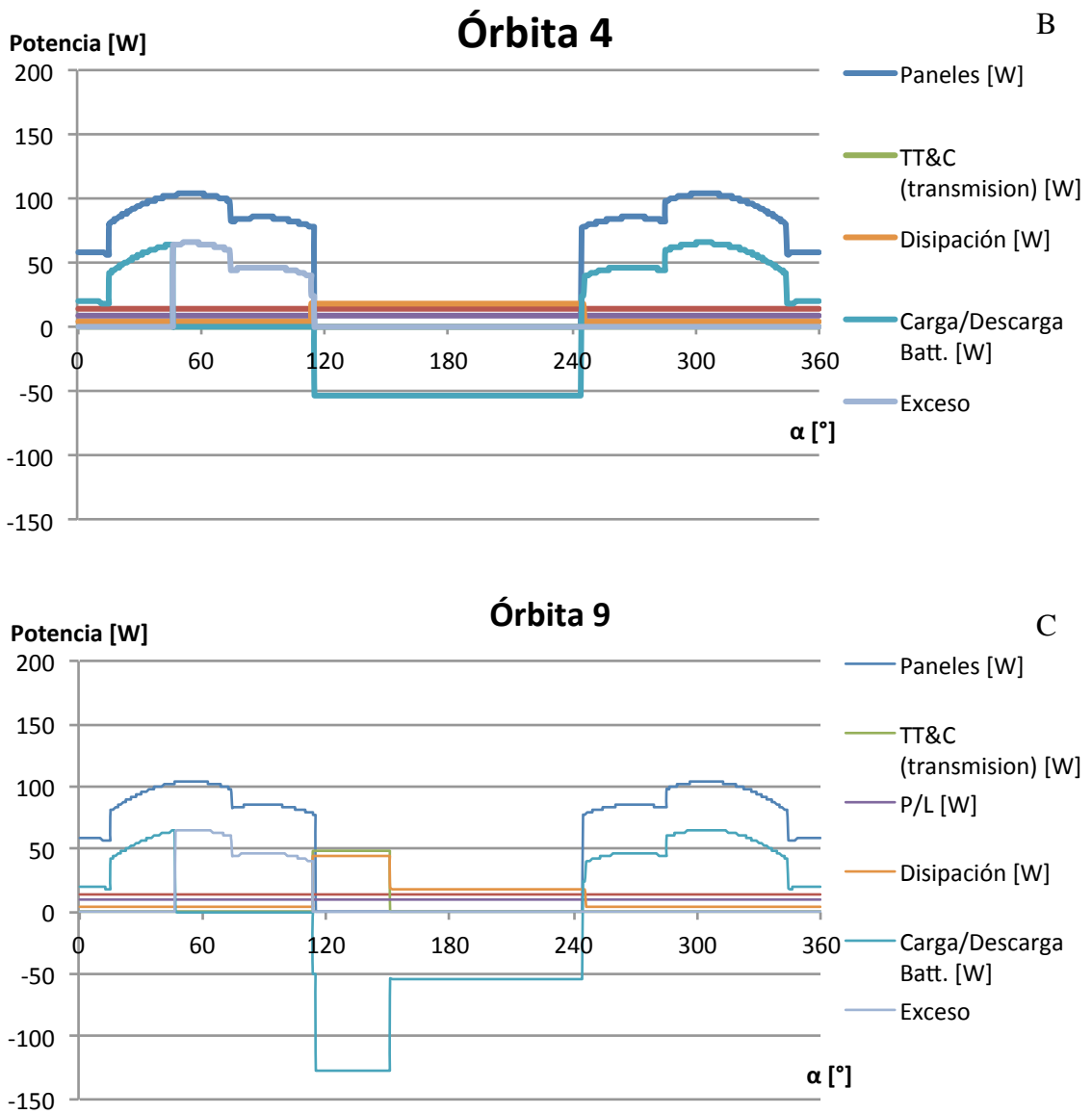


Figura 6.16 Consumos y aportaciones a lo largo de una órbita con inclinación fija de 15° y célula solar S 32.

Para evaluar el grado de cumplimiento que ofrece cada combinación, la Tabla 6.6 expone el porcentaje de potencia sobrante al inicio de la misión. Este es el exceso que al disminuir poco a poco marcará el final de la misión.

Tabla 6.6 Porcentaje de exceso de potencia respecto el consumido, según el modo de fallo, la orientación y célula empleada.

		Célula Solar	
Modo de funcionamiento y orientación		S 32	3G30C (a)
Normal [%]	15°	23,1	70,4
	45°	59,0	124,5
Fallo Panel Lateral	15°	-17,0 (-6,3)	10,0

[%]	45°	30,3	81,2
Fallo Panel Superior [%]	15°	-16,9 (-6,1)	25,2
	45°	19,0	79,3
Fallo Panel Lateral y Panel Superior [%]	15°	-57,0 (-51,4)	-35,2 (-26,9)
	45°	-9,2 (2,0)	36,0

En la Tabla 6.6, los casos que arrojan un porcentaje negativo tienen otro valor entre paréntesis. Este corresponde a realizar la misma simulación pero eliminando el consumo de la carga útil en los periodos nocturnos, ya que las imágenes obtenidas no serían útiles para el objetivo principal.

En toda la simulación, los consumos se han contemplado en la peor posibilidad, siendo algunos de ellos modificables para conseguir tener exceso de energía en todos los casos.

6.6.3.1 Estados de carga

Un parámetro fundamental para asegurar que la situación es sostenible es el estado de carga de las baterías. Si el estado de las baterías baja hasta el 75% en algún momento de la órbita la batería resultaría dañada o, si se quieren evitar los daños, el funcionamiento es muy complejo, ya que sería necesario estar conectando el modo de batería baja o el de batería crítica continuamente.

Si se diera el caso de que la batería no se recuperase al final de cada día, al cabo de unos días se alcanzaría el DOD, que haría necesario conectar el modo de batería crítica o batería baja, siendo también complejo de operar.

A continuación se presentan los estados de carga a lo largo de un día de los casos con menos margen positivo de energía de cada celda. Para la celda de Silicio, S 32, se muestra en la Figura 6.17 y corresponde al caso del fallo del panel superior y una orientación inicial de 45°.

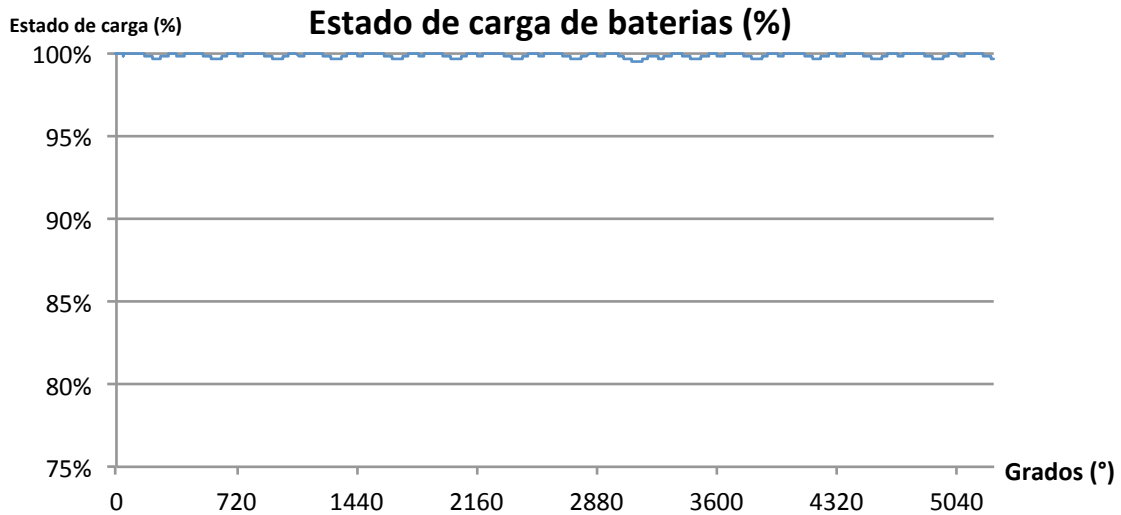


Figura 6.17 Estado de carga de las baterías en el caso de porcentaje de exceso positivo menor de la célula S 32.

Para la celda 3G30C (a), el menor margen positivo corresponde al caso fallo del panel lateral con orientación del satélite de 15° .

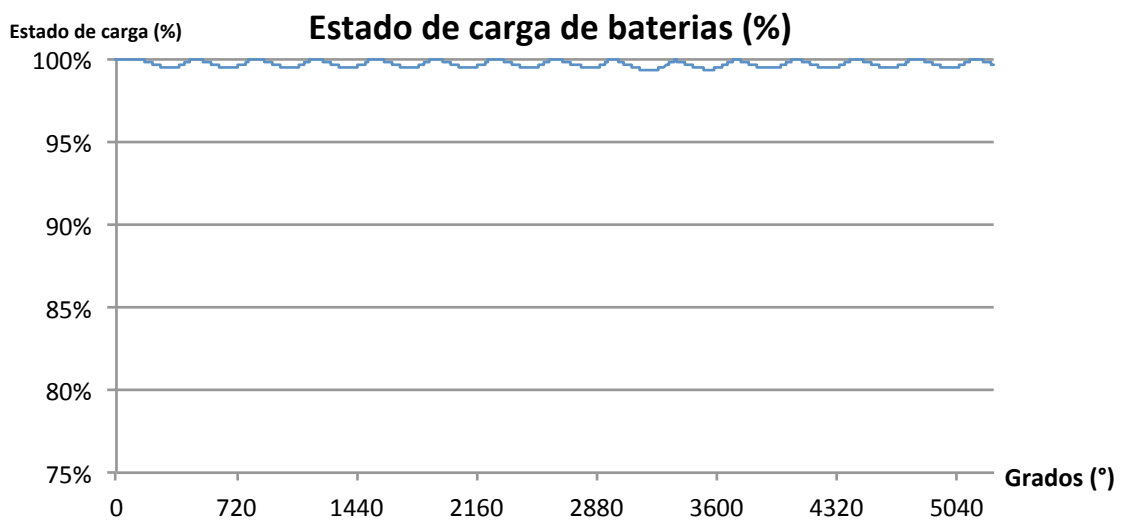


Figura 6.18 Estado de carga de las baterías en el caso de porcentaje de exceso positivo menor de la célula 3G30C.

Se observa que en ambos casos no se reduce significativamente el estado de carga al final de un ciclo de 24 horas ni se acerca al 75%, de hecho, no es inferior a 98% en ningún momento, lo que apunta a unas baterías sobredimensionadas para esta misión.

6.6.3.2 Charging Rate

Otro parámetro importante de las baterías son los ritmos a los que se produzca la carga y la descarga. No se deben sobrepasar los límites que marca el fabricante, los cuales son distintos para la carga y la descarga.

En la descarga, el único límite exigible de intensidad es de 4,5 A para un solo *string* y 18 A para la combinación de los cuatro. Este límite, medido en relación a C,

como es habitual hacer es, precisamente C. En ocasiones, las baterías tienen un límite en la descarga de 2C.

En la carga los límites están marcados por la temperatura, aunque también existe el límite general de C para aquellas temperaturas sin límite propio especificado. Sin embargo, para las temperaturas más comunes si existen unos límites que se exponen en la Tabla 6.7.

Tabla 6.7 Intensidad de corriente de carga máxima en función de la temperatura para la celda VES16.

Temperatura	Máxima Corriente de Carga	
30 °C	C/2	2,25 A
20 °C	C/2	2,25 A
10 °C	C/5	0,90 A
0 °C	C/30	0,15 A

En las especificaciones del fabricante se exponen más límites y recomendaciones, pero estas sirven para un análisis inicial.

A continuación, se exponen las curvas de *charging rate* de los dos casos más complejos, uno por cada célula (véase Figura 6.19 y Figura 6.20). Estos son aquellos casos en los que la producción de potencia es mayor, y por ello es más fácil que se sobrepase alguno de los límites. En ambos tipos de célula se muestran los caso de operación normal con una orientación de 45°.

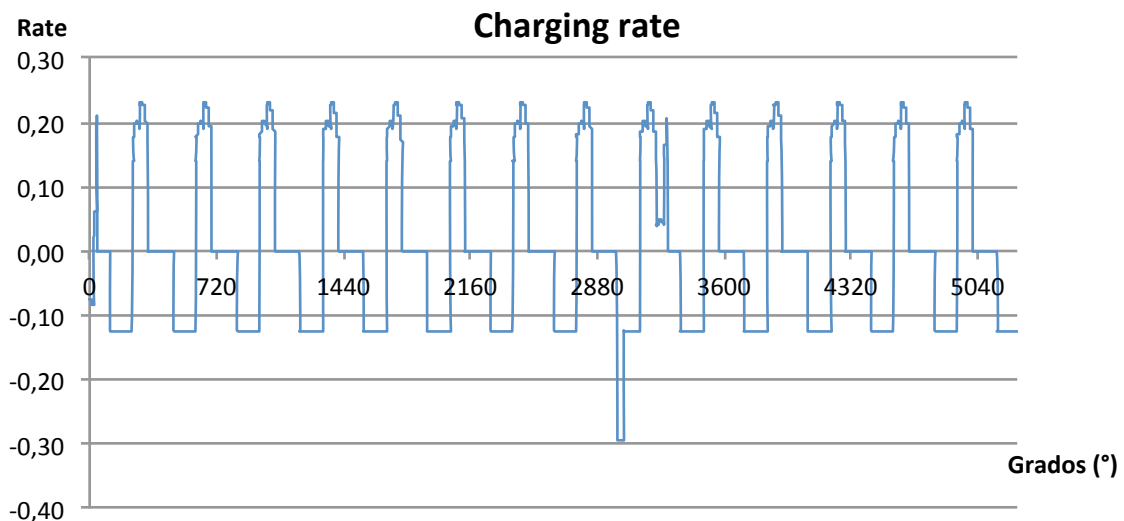


Figura 6.19 Charging rate en el caso de máxima potencia con la célula S 32.

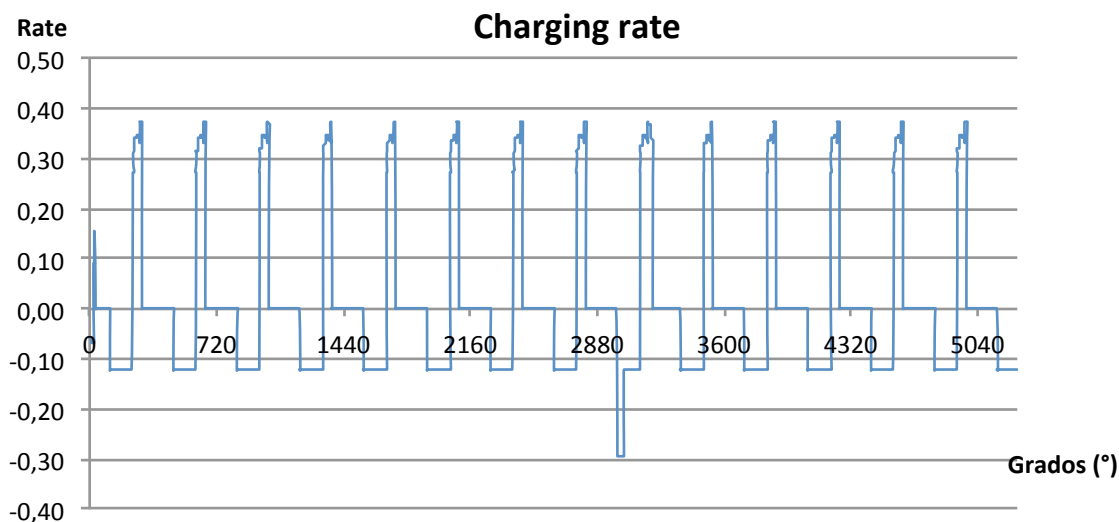


Figura 6.20 Charging rate en el caso de máxima potencia con la célula 3G30C.

En ambas figuras se observa que las cargas son a un elevado ritmo. En la célula S 32 existen picos entre C/4 y C/5, mientras que en la célula 3G30C (a) los picos sobrepasan C/3. Estos valores sólo serían admisibles con temperaturas por encima de 20 °C. Si se espera estar por debajo de ese nivel, deberá moderarse los ritmos de carga.

6.6.3.3 Recuperación de las baterías

En todas las predicciones de estado de carga anteriores se ha demostrado que el nivel no estará cercano en condiciones normales. Sin embargo, un periodo prolongado de consumo de potencia de las energías, debido, por ejemplo, a una situación imprevista, puede hacer necesario descargar más la batería.

Por ello, es conveniente definir una serie de protocolos para actuar en caso de alcanzar un nivel peligroso de descarga. En este caso, siguiendo lo definido para el UPMSat-2 se han preparado dos protocolos: el primero de ellos, de batería baja, se mantiene la operatividad del satélite excepto la carga útil, que se suspende su consumo temporalmente.

En la Figura 6.21 se exponen las rectas que determinan la vuelta al estado de carga completa con los procedimientos antes mencionados. En el caso referido a la célula 3G30C (a), ambos corresponden al caso de máxima potencia: orientación de 45° y modo normal de los paneles.

Sin embargo, en el caso de la célula S 32, el proceso de batería crítica se ha obtenido con el modo de fallo de menor energía que sea factible, que es con 15° de orientación y fallo de un panel lateral. No se ha considerado factible los dos casos de fallo del panel superior y un lateral con orientación de 15° ya que no sería operable con ninguno de los dos modelos de células. La batería baja se ha generado con el modo de fallo de panel superior y un lateral pero con inclinación de 45°.

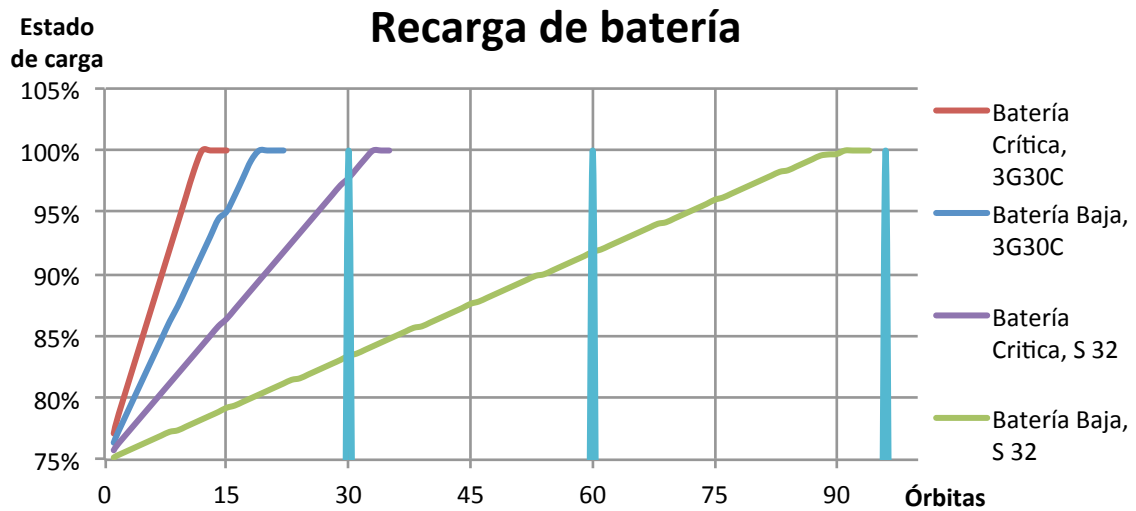


Figura 6.21 Recuperación de las baterías en distintos protocolos de seguridad con cada célula.

6.7 Referencias

- [1] Brown, C. D. (2002). *Elements of spacecraft design*. AIAA.
- [2] Wertz, J. R., & Larson, W. J. (Edits.). (1999). *Space Mission Analysis and Design* (3ª ed.). Microcosm Press.

7 Anexo A: Método de cálculo de la potencia generada por los paneles fotovoltaicos

Uno de los primeros pasos a la hora de obtener la potencia producida por los paneles solares es determinar la orientación que tendrán estos respecto a la radiación incidente del Sol.

Este factor, la orientación, es uno de los más influyentes en la potencia media generada a lo largo de una órbita y depende, obviamente, del tipo de órbita que tenga el satélite. La orientación también depende de la forma que tenga un satélite y si los paneles están equipados para buscar la mejor orientación posible hacia el Sol.

En este Anexo se hace un resumen del cálculo empleado para obtener los coeficientes de insolación de cada uno de los cinco paneles que equipará el satélite Plymouth-1. Este coeficiente proporciona la disminución que ocurre por no incidir los rayos perpendicularmente al panel solar.

Antes de comenzar, es necesario recordar que la órbita será de baja altitud y heliosíncrona de mediodía (véase Figura 7.1). La altitud aproximada es 685 km y la inclinación $98,12^\circ$ y el periodo orbital de 98 minutos y 27 segundos. Además, la forma de satélite es de prisma cuadrangular con los paneles coincidentes a las caras laterales y otro panel en la cara superior.

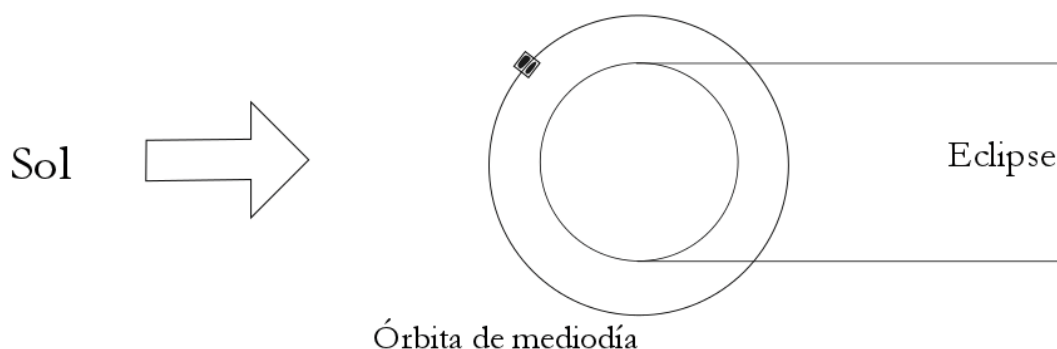


Figura 7.1 Esquema de la órbita del satélite Plymouth-1.

Dado que el plano orbital permanece con una orientación constante respecto del Sol por ser una órbita heliosíncrona y además, ese plano es perpendicular al plano de la eclíptica, el problema general se reduce a un movimiento en dos dimensiones, lo cual simplifica el problema.

En primer lugar se fijan tres sistemas de referencia. El primero (1) de ellos tiene su origen en el centro de la Tierra, el eje X apuntando al Sol y el eje Z coincidente con

la velocidad de la Tierra. El segundo sistema (2), anclado al satélite, con origen en su centro de gravedad con el eje X saliendo del satélite por su cara A, el eje Y atraviesa la cara B y el eje Z, la cara E que es la base superior. El tercer sistema (0), es intermedio: el origen está en el centro de la Tierra, el eje Z pasa por el centro de gravedad del satélite y el eje Y es perpendicular al plano orbital; el sistema gira acompañando al satélite en su órbita.

Se definen también los ángulos α , que representa el giro orbital del satélite y el ángulo ψ , que mide la distancia entre el eje X del sistema 2 y el plano orbital, siendo positivo cuando crece en la dirección del eje Y del sistema 1.

Las matrices de giro de uno a otro sistema se encuentran a continuación. Se han empleado coordenadas cartesianas en todos los sistemas de referencia.

$$\begin{pmatrix} \vec{i}_0 \\ \vec{j}_0 \\ \vec{k}_0 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \sen \alpha & 0 & -\cos \alpha \\ 0 & 1 & 0 \\ \cos \alpha & 0 & \sen \alpha \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \vec{i}_1 \\ \vec{j}_1 \\ \vec{k}_1 \end{pmatrix}$$

$$\begin{pmatrix} \vec{i}_2 \\ \vec{j}_2 \\ \vec{k}_2 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \psi & \sen \psi & 0 \\ -\sen \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \vec{i}_0 \\ \vec{j}_0 \\ \vec{k}_0 \end{pmatrix}$$

Con la sustitución de la matriz del triedro del sistema 0 en la segunda igualdad matricial se obtiene la matriz de giro del sistema 1 al sistema 2. En las siguientes ecuaciones se expresan la descomposición del sistema 2 proyectado en el sistema 1.

$$\vec{i}_2 = \cos(\psi) \cdot \sen(\alpha) \vec{i}_1 + \sen(\psi) \vec{j}_1 - \sen(\psi) \cdot \cos(\alpha) \vec{k}_1$$

$$\vec{j}_2 = -\sen(\psi) \cdot \sen(\alpha) \vec{i}_1 + \cos(\psi) \vec{j}_1 + \sen(\psi) \cos(\alpha) \vec{k}_1$$

$$\vec{k}_2 = \cos(\alpha) \vec{i}_1 + \sen(\alpha) \vec{k}_1$$

Por último, es necesario realizar el producto escalar entre el vector normal a cada cara lateral del satélite y el vector que representa la radiación solar en esta simulación: $(-1,0,0)_1$. A continuación se expone cada multiplicación y su resultado.

$$\text{Panel A: } \vec{i}_2 \cdot (-\vec{i}_1) = \cos(\psi) \cdot \sen(\alpha)$$

$$\text{Panel B: } \vec{j}_2 \cdot (-\vec{i}_1) = \sen(\psi) \cdot \sen(\alpha)$$

$$\text{Panel C: } (-\vec{i}_2) \cdot (-\vec{i}_1) = \cos(\psi) \cdot \sen(\alpha)$$

$$\text{Panel D: } (-\vec{j}_2) \cdot (-\vec{i}_1) = -\sen(\psi) \cdot \sen(\alpha)$$

$$\text{Panel E: } \vec{k}_2 \cdot (-\vec{i}_1) = -\cos(\alpha)$$

Para el cálculo final de la potencia generada de cada panel se necesita la potencia por unidad de área recibida a 1 UA de distancia del Sol con el espectro AM0

(*Air-Mass-0*), la eficiencia de las células, el área de cada célula y el número de células. La ecuación resultante se define a continuación.

$$W_{panel} = J_{sol} \cdot \eta \cdot A_{cell} \cdot n^{\circ}_{cell} \cdot Coef_{insol}$$

La hoja de Excel en la que se llevan a cabo estos cálculos estaba programada para no producir energía en el periodo de eclipse, que varía según la altitud, aunque generalmente comprende el sector de 114° a 246°.

Eliminando la contribución del panel correspondiente según el caso, se programó también el cálculo potencia generada en cada modo de fallo.

8 Anexo B: Simulación de los presupuestos de potencia para el UPMSat-2 en Excel

8.1 Introducción

El objetivo del presente ejercicio es proporcionar una aproximación inicial a los valores que regirán los presupuestos de potencia en el UPMSat-2 en distintas situaciones, de manera que dé pie a una aproximación más precisa que genere datos definitivos. En cada simulación se evalúa el estado del sistema cada medio grado recorrido en la órbita, lo que representa siete segundos y medio. El presente trabajo arroja unos datos que pueden usarse para dimensionar en primera aproximación un sistema completo como es el caso.

La simulación se ha programado con el programa Excel de Microsoft Office, comenzando por la actitud del satélite en su órbita y evaluando los consumos y aportes de energía en cada momento.

8.2 Fuente de potencia. Paneles solares

En primer lugar a la hora de evaluar un sistema de potencia es necesario conocer con cuanta energía se cuenta a la hora de distribuir la energía entre los subsistemas que la requieren. En este caso se cuenta con un conjunto paneles solares, colocados en las cuatro caras laterales del satélite (X+, X-, Y+ y Y-), así como en la cara superior (Z+). Este último panel se denomina con la letra E, mientras que el resto son A, B, C y D indistintamente (véase la Figura 8.1).

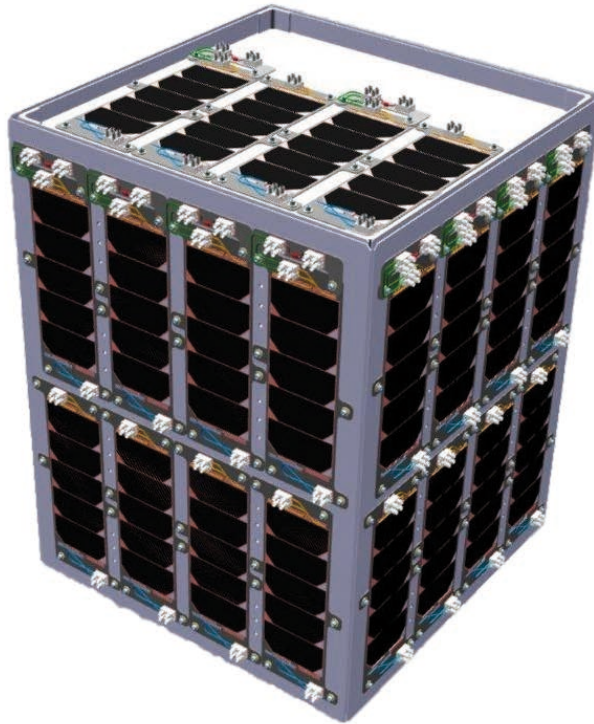


Figura 8.1 UPM-Sat 2. Nótese que el panel superior E tiene la mitad de células solares que los paneles denominados A, B, C y D.

Los paneles generan potencia que varía en el tiempo según sea la insolación de cada panel, es decir, la geometría de la exposición al Sol. Esta potencia con valor variable ha de alimentar todo el resto de sistemas, pero se ha de tener en cuenta que en ocasiones la potencia requerida será superior a la aportada por las células solares y en todas las órbitas el satélite atravesará una zona de eclipse en la que, evidentemente, los paneles solares no generan potencia. Para esas situaciones el satélite está equipado con baterías que “almacenan” energía y la proporcionan a los distintos subsistemas cuando es necesario.

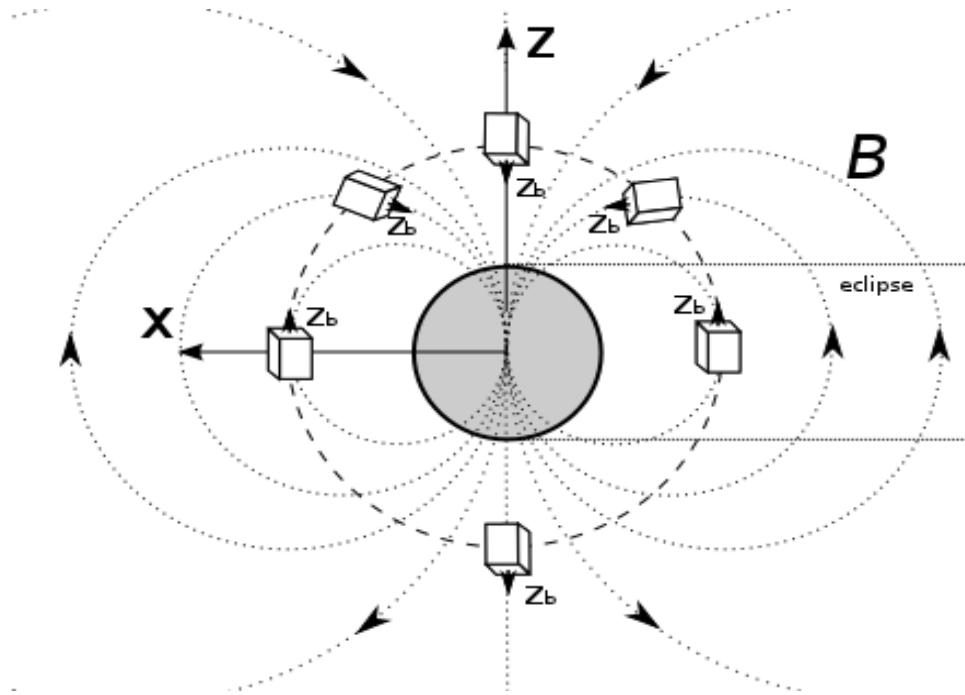


Figura 8.2 Posición del satélite a lo largo de la órbita con el eje Z alineado con el campo magnético terrestre. Obtenida de “Control de Actitud Magnético para un Pequeño Satélite”, Javier Cubas, 2012.

La mencionada insolación depende de la actitud del satélite en su órbita. En el caso del UPMSat-2 se rige por las líneas del campo magnético terrestre (véase la Figura 8.2), de manera que cada vez que pasa por encima de los polos sufre un “volteo”, es decir, el vector velocidad está orientado alternativamente, cada 180° recorridos en la órbita, a una de las caras Z. Para los cálculos realizados en este trabajo el inicio de la órbita el eje X, moviéndose este en sentido horario. La posición angular del satélite en la órbita se identifican con el ángulo α .

8.2.1 Paneles solares

Como ya se ha mencionado, el satélite es un paralelepípedo con cinco caras ocupadas por células solares, con la característica de que la cara superior tiene la mitad de las células que hay en cada una de las caras laterales.

A su vez, la energía solar absorbida por una célula solar depende de la orientación de la radiación solar (insolación) respecto de la propia célula. En la Figura 8.3 puede observarse el coeficiente de insolación en función de la orientación de esta respecto a la normal de la superficie de la célula. En esta primera aproximación no se ha tenido en cuenta el fenómeno propio del coseno de Kelly, y simplemente se ha considerado nulo el funcionamiento de las células una vez los rayos inciden con un ángulo mayor de 75° .

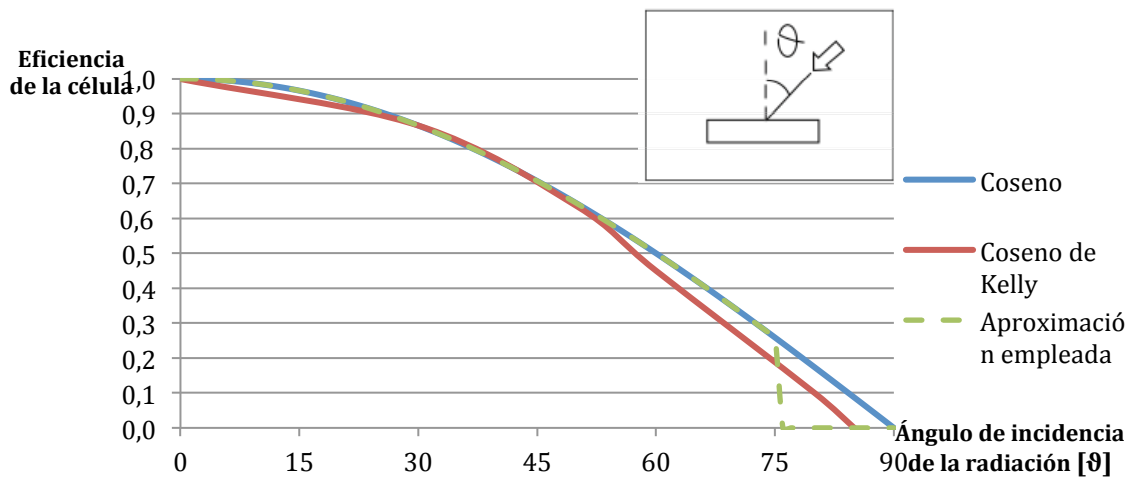


Figura 8.3 Eficiencia de una célula solar en función de la orientación de la radiación recibida.

El valor tomado de la irradiancia del Sol es de 1370 W/m^2 y la eficiencia de los paneles del 28% [1]. No se ha tenido en cuenta ni la pérdida de eficiencia de las células solares por la radiación continua durante los años de la misión ni por la diferencia de la temperatura de trabajo respecto de la nominal. Por último, se han estudiado dos velocidades de rotación alrededor del eje rotación del satélite: $1,078 \times 10^{-3} \text{ rad/s}$ y $4,312 \times 10^{-3} \text{ rad/s}$, que corresponden con diez y cuatro revoluciones por órbita respectivamente. En la Figura 8.4 se muestran los coeficientes de insolación correspondientes a cada una de las caras del satélite, en función de su posición orbital, α . La potencia instantánea proporcionada por cada una de las caras es el resultado de multiplicar estos coeficientes por la irradiancia del Sol, por el rendimiento de las células solares, y por el área que estas ocupan en cada una de esas caras.

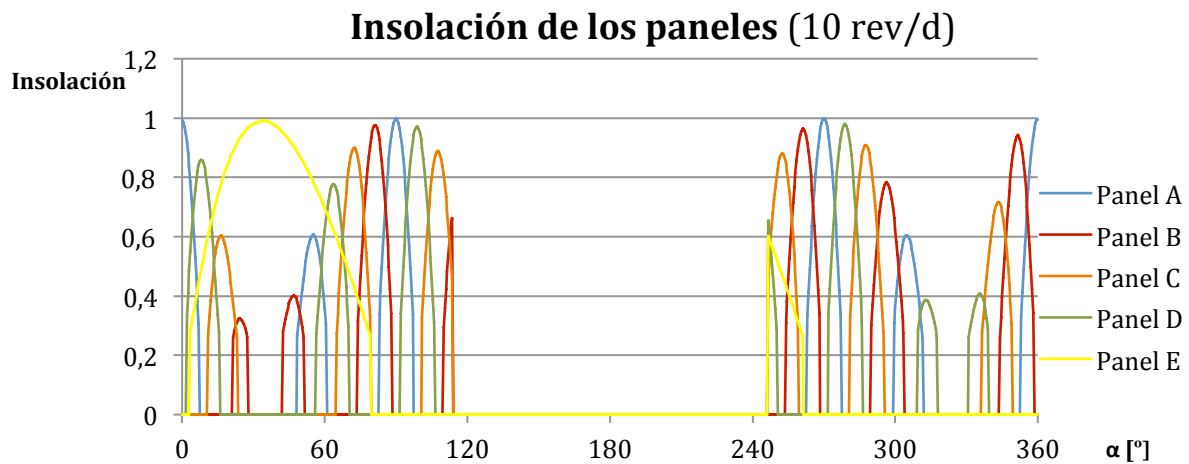


Figura 8.4 Coeficiente de insolación correspondiente a cada una de las caras del satélite (véase la Figura 8.1) en una órbita.

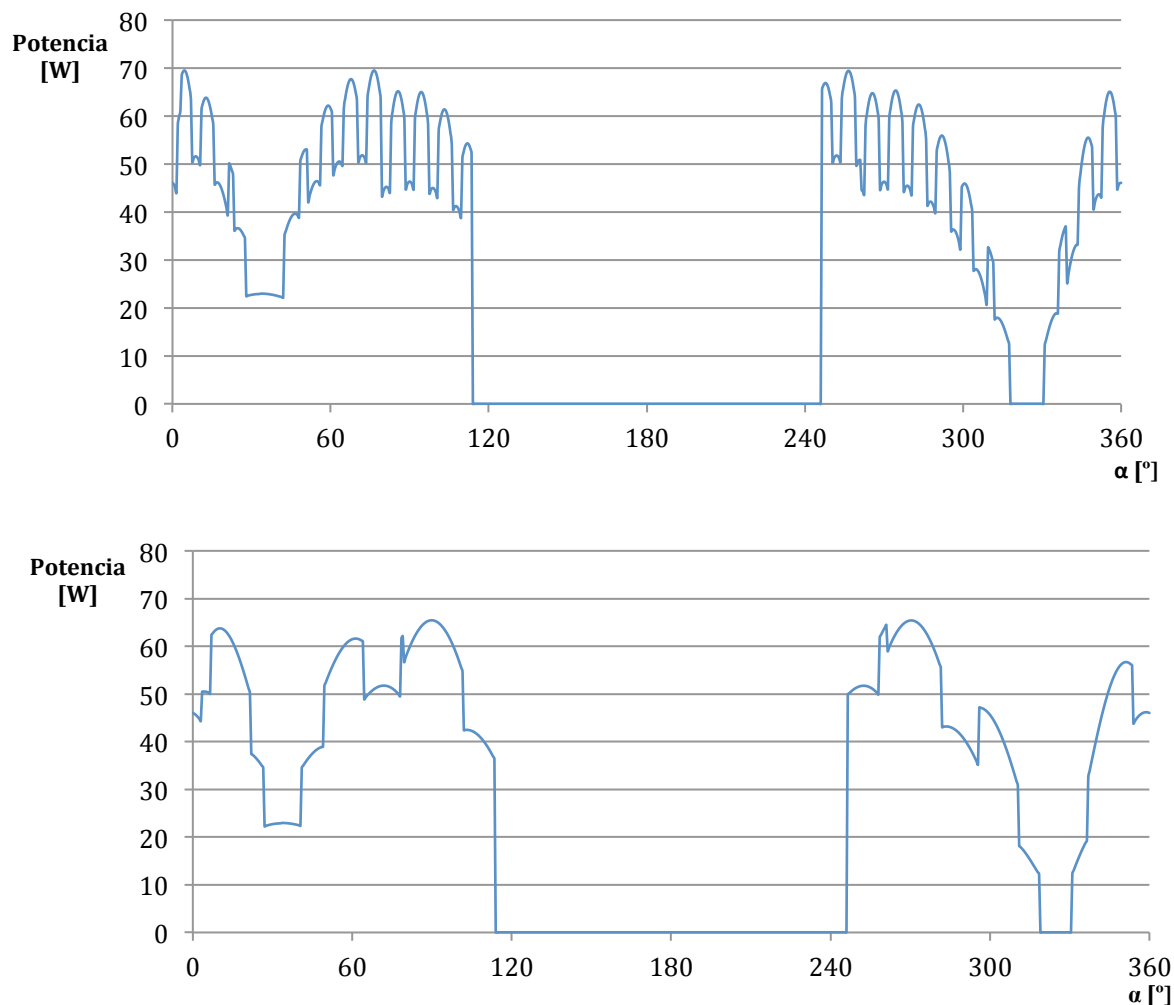


Figura 8.5 Potencia instantánea generada en modo normal por los paneles solares del UPM-Sat 2 para el caso de 10 rev/día (arriba) y 4 rev/día (abajo).

En la Figura 8.5 se muestran las potencias instantáneas generadas en los paneles del satélite, calculadas para las dos velocidades de rotación sobre su eje supuestas (10 y 4 revoluciones por órbita).

Se puede observar claramente en la mencionada figura que con la mayor velocidad de rotación en el primer caso, los picos son más acusados, mientras que en el segundo caso los picos son “redondeados”. Sin embargo, la potencia media generada es esencialmente iguales: 28,30 W, difiriendo por primera vez en la cuarta cifra decimal. Se ha de añadir que estos cálculos indican la potencia máxima instantánea, dependiendo del punto de funcionamiento, esto es, de la relación entre la tensión generada y la intensidad de corriente suministrada.

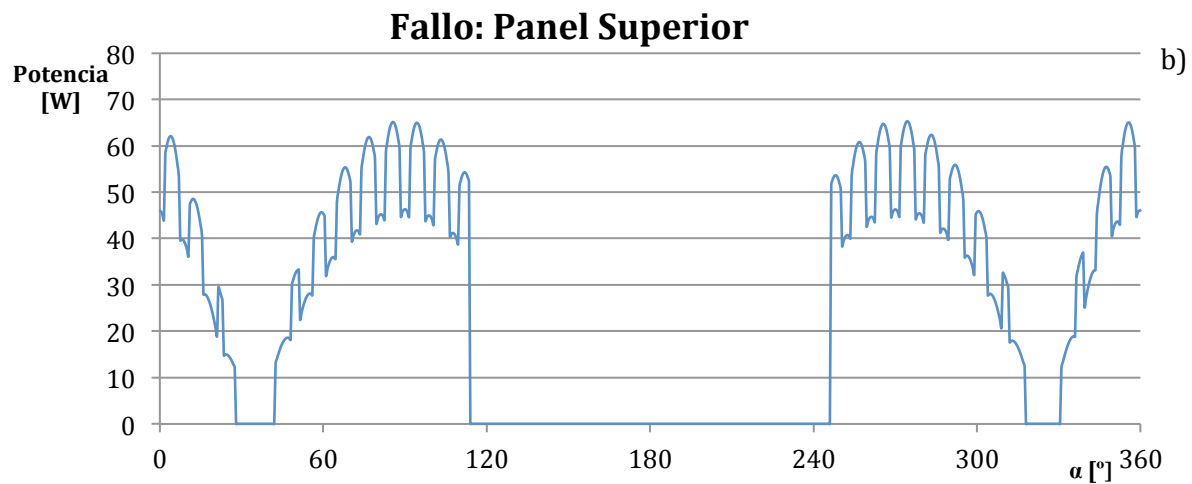
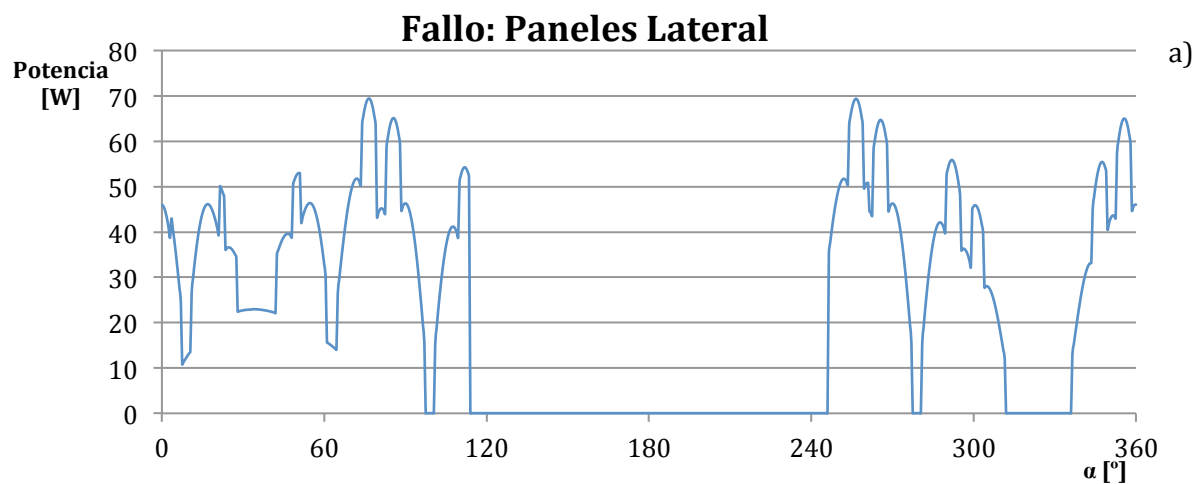
1.1.1. Modos de fallo de los paneles solares

El siguiente paso en la simulación del funcionamiento de los paneles es definir un conjunto de fallos que pueden sufrir los paneles. Ahorra esfuerzo elegir cuidadosamente estos modos, ya que hay fallos que no merece la pena contemplar, pues

comprometen la misión hasta el punto de hacerla inútil. Los modos de fallo seleccionados han sido:

- Fallo de un panel lateral,
- Fallo del panel superior, y
- Fallo de un panel lateral y el panel superior.

Véanse en las figuras 8.6 los perfiles de potencia generada a lo largo de la órbita, para el caso de 10 revoluciones por órbita en los tres modos de fallo estudiados. En la Tabla 8.1 se incluyen las potencias medias y pico obtenidas en el modo normal y los modos de fallo establecidos.



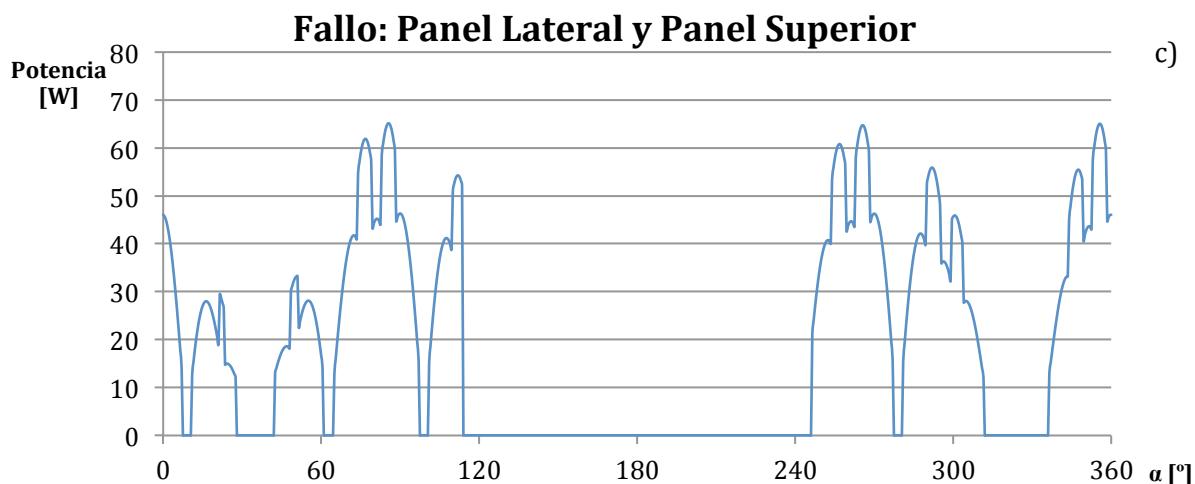


Figura 8.6 Potencia instantánea producida en los distintos modos de fallo: a) fallo de un panel lateral; b) fallo del panel superior; y c) fallo de un panel lateral y el panel superior.

Tabla 8.1. Potencias medias y valores pico de cada órbita para el modo normal y los tres modos de fallo.

		Velocidad de rotación	
Modos de funcionamiento		10 rev/órbita	4 rev/órbita
Normal	Media [W]	28,30	28,30
	Pico [W]	69,46	65,49
Fallo Panel Lateral	Media [W]	22,33	19,46
	Pico [W]	69,46*	61,64
Fallo Panel Superior	Media [W]	24,29	24,29
	Pico [W]	65,29	65,49**
Fallo Panel Lateral y Panel Superior	Media [W]	18,31	15,45
	Pico [W]	65,13	47,17

Como antes se ha mencionado la potencia media generada es prácticamente igual para ambas velocidades siempre que se mantengan los paneles laterales operativos. La potencia generada por el panel superior no se ve afectado por el cambio de la velocidad de rotación. También es interesante analizar los puntos máximos de potencia generada (expresada en vatios) en ambas velocidades y todos los casos estudiados.

En esta tabla de máximos se refleja que dependiendo de la velocidad de revolución, son distintos paneles los que hacen alcanzar el máximo de potencia generada. En el caso de 4 revoluciones diarias cuando se elimina el panel superior el pico de potencia sigue siendo igual (** significa que el valor es el mismo), por lo que se deduce que son los paneles laterales los que generan este máximo. En cambio, con una velocidad de 10 revoluciones diarias, el pico máximo se produce en un momento en el

que el panel eliminado, el panel D, no aporta prácticamente nada (* significa que la primera cifra distinta se encuentra más allá de la cifra de redondeo).

8.3 Subsistemas de consumo

Para realizar la simulación se ha desglosado el consumo de potencia en varios subsistemas que incorpora el satélite, cada uno con su perfil de consumo que se ha establecido en función de unas premisas iniciales (basadas en la experiencia acumulada en la misión del UPMSat-1, y en los datos disponibles de los subsistemas en el momento de la elaboración de este informe), que deberán ser afinadas en etapas posteriores.

Estos datos conocidos de antemano (véase la Tabla 8.2) corresponden a cada subsistema, que tienen un perfil de consumo diferente, mostrándose en este caso los consumos medios. Para el caso de la carga útil, se enumeran los consumos máximos en distintos modos de fallo pero siempre para una velocidad de rotación de 10 rev/órbita.

Tabla 8.2 Potencias medias de cada subsistema previsto para el UPM-Sat 2.

Subsistema	Consumo medio por órbita [W]
ACDS	1,2
OBDH	3,0
TT&C	2,0 (más 2 pulsos de 50 W durante diez minutos cada 8 órbitas)
TCS	1,0
Carga Útil	14,4 (modo normal)
	9,7 (fallo panel lateral)
	11,2 (fallo panel superior)
	6,5 (fallo panel superior y lateral)

8.3.1 Attitude Control & Determination System (ACDS)

Este subsistema tiene un perfil de consume que resulta de la suma de un valor constante y otro variable. En el Figura 8.7 se exponen estos perfiles de consumo.

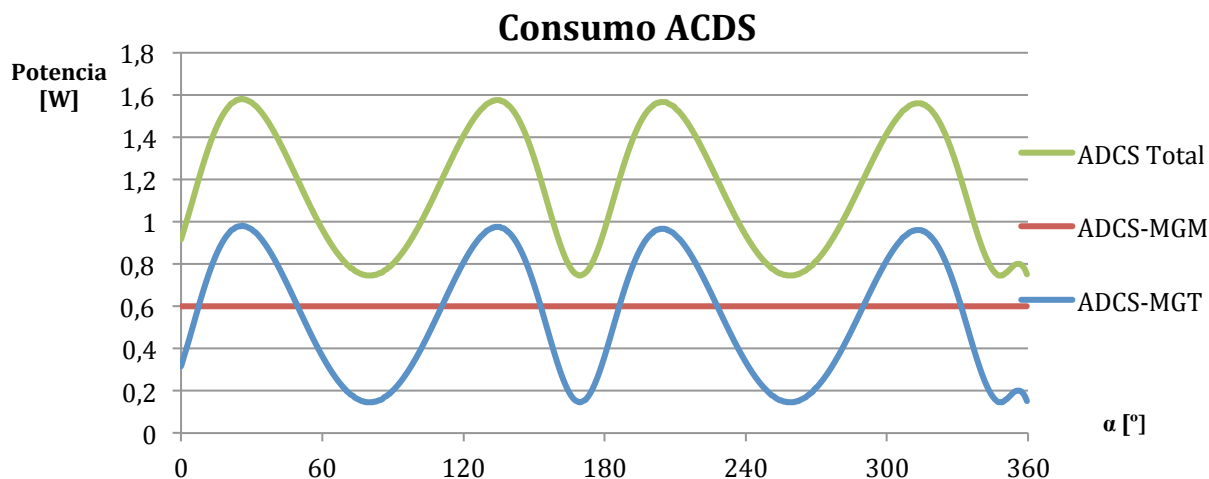


Figura 8.7 Desglose de la potencia requerida por el subsistema ACDS a lo largo de una órbita.

El valor medio de la suma de ambas es 1,16 W y su valor máximo es 1,58 W, lo que representa una aportación modesta al conjunto del sistema. El valor de continua es de 0,6 W, dato con el cual se pueden obtener el máximo y la media del perfil variable.

8.3.2 On-Board Data Handling (OBDH)

Este sistema se modela como un consumo constante de 3 W. Debe su funcionamiento principalmente al funcionamiento de la carga de pago, ya que los datos que trata son los provenientes de dicha carga de pago.

8.3.3 Telemetry, Tracking & Communications (TT&C)

Este subsistema tiene un comportamiento mixto, con un consumo constante para la operación habitual del sistema y un consumo puntual que se produce dos veces al día, en la primera y novena órbita durante aproximadamente diez minutos en cada ocasión. Este pico de consumo es de 50 W, mientras que el consumo constante es de sólo 2 W.

En el primer caso simulado, la transmisión se situaba en el inicio de la primera órbita y la otra transmisión diaria se encontraba en la novena, al inicio de su eclipse. Posteriormente, se propuso que el momento de la transmisión pudiese cambiarse a otro momento más crítico. Dado que la transmisión requiere siempre del uso de las baterías, al igual que el eclipse, se tomó como punto crítico aquel que hiciera que la transmisión termine justo cuando comienza el eclipse. Más adelante en el documento, se incluyen gráficos que exponen ambos casos.

8.3.4 Thermal Control System (TCS)

El sistema de control térmico es de funcionamiento pasivo, pero tiene un pequeño consumo, de 1 W, para su funcionamiento. El perfil de consumo es constante y no tiene ningún comportamiento especial.

8.3.5 Payload (P/L)

En último lugar, la carga útil es aquello a lo que el resto de subsistemas dan soporte. Más allá, el objetivo de esta simulación es averiguar la cantidad de potencia que se puede dedicar a la carga de pago embarcada, en cada tipo de configuración o modo de fallo.

Para conocer la potencia disponible para consumo de la carga de pago, se ha realizado un balance entre la potencia proporcionada por los paneles solares, y por otro lado, la suma de los diferentes consumos de los subsistemas ya mencionados, y también de las baterías, tanto en sus fases de consumo como de aportación. En la situación normal, la primera suma debe ser ampliamente mayor que la segunda, y el exceso es el que se dedicaría a la carga de pago.

Además, el propio funcionamiento de la carga de pago, en cuanto a requisito de potencia, puede ser estudiado según varios perfiles de consumo típicos. Estos se han definido en una primera aproximación como (véase la Figura 8.8):

- Modo constante.
- Máximo tiempo posible con un consumo de 120 W.
- Cuatro pulsos de 120 W durante cinco minutos cada cuatro órbitas.

Para determinar el valor de los consumos de los distintos perfiles se ha seguido el método de cálculo propuesto previamente, de manera que, como ya se ha dicho, se ha repartido el exceso de potencia de acuerdo con los requisitos de cada perfil.

En el caso del modo constante, obviamente se ha repartido éste de manera equitativa a lo largo de todas las órbitas de un mismo día. Para el segundo perfil se ha fijado el nivel de consumo dejando variable el tiempo máximo que se puede mantener ese consumo. Por último, en el tercer perfil se han mezclado ambos tipos y se ha fijado un tiempo concreto (veinte minutos) con un consumo predeterminado (120 W) y el resto de la potencia disponible se ha repartido uniformemente a lo largo del resto del día.

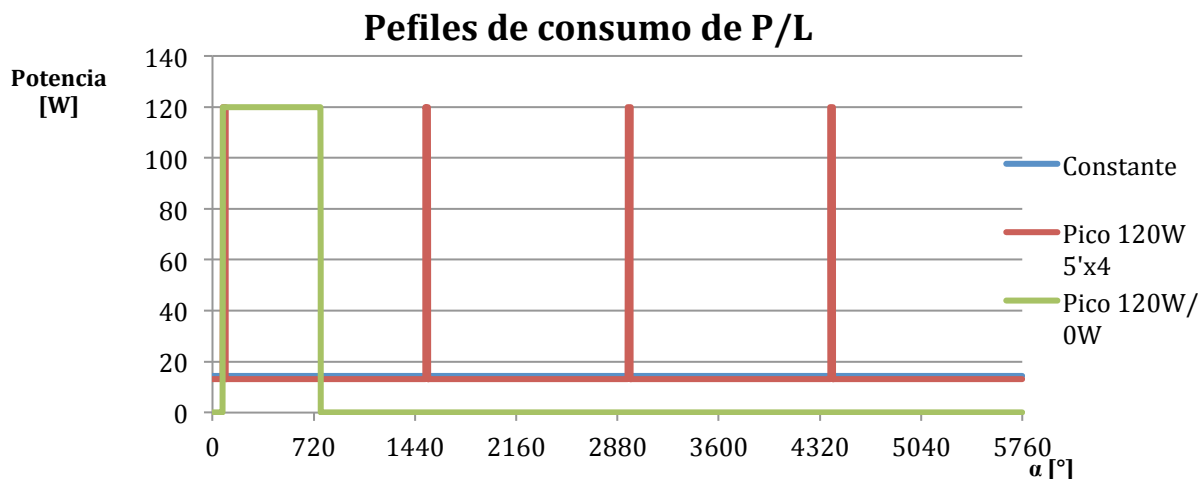


Figura 8.8 Perfiles de consumo de la carga de pago a lo largo de 1 día (16 órbitas), estudiados en el modo normal de funcionamiento.

En la Figura 8.8, los perfiles ya tienen unos valores (necesarios para construir la misma) que coinciden con el caso de todos los paneles operativos y velocidad de rotación de 10 revoluciones al día. Este y otros resultados se presentan más adelante en el documento.

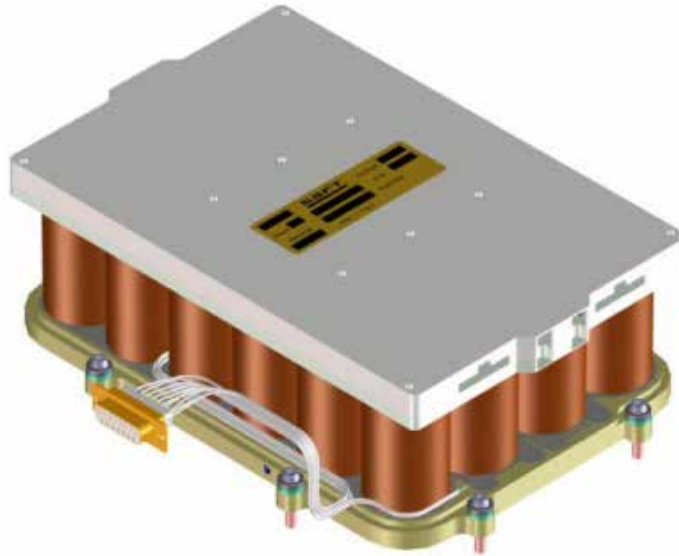
Como se explica en los resultados, hay ocasiones y modos de operación del satélite que requieren que la carga útil esté sin funcionamiento, debido a una situación crítica.

8.3.6 Baterías

Como se ha explicado, las baterías son las encargadas de proveer al sistema de potencia suficiente para operar con normalidad, sea cual sea la potencia entregada por los paneles solares.

Sin embargo, para ser capaces de proporcionar esta energía, previamente han de ser cargadas, de manera que las baterías operan como una fuente de energía, al ceder la potencia que no alcanzan los paneles; o como subsistema de consumo, cuando los paneles son capaces de soportar todo el requerimiento de potencia y además, hay exceso como para dedicar potencia a la carga de las celdas de la batería. Por tanto, los resultados de la simulación respecto del comportamiento de las baterías se expone más adelante en el documento, una vez presentados los subsistemas de consumo.

El modelo seleccionado para la misión del UPMSat-2 es el 6S4P VES 16 de la compañía francesa SAFT, con una configuración de cuatro *strings* en paralelo de seis celdas VES 16 en serie cada uno de ellos.



Los modos de fallo definidos para la batería es de:

- Pérdida de un *string* (6 celdas).
- Pérdida de dos *strings* (12 celdas).

Otro parámetro importante en la tecnología de las baterías es la Profundidad de Descarga (DOD) que mide el porcentaje mínimo que puede alcanzar la batería en su correcto funcionamiento. Depende, entre otras cosas, del tipo de misión y para esta en concreto se ha fijado en el 25%, es decir, la batería nunca debería estar por debajo del 75% de carga.

8.3.7 Exceso de potencia

El exceso se ha definido como la diferencia entre la potencia instantánea suministrada por las células solares y la absorbida por la carga útil, baterías y resto de subsistemas, siendo necesario disipar esta energía de algún modo, por ejemplo, mediante la transformación en calor a través de una resistencia.

8.3.8 Disipación por la transmisión de energía

Se ha establecido un coeficiente de rendimiento del sistema de transmisión de la potencia entre los paneles solares y las baterías y subsistemas que simulen las pérdidas propias de este transporte. Los coeficientes varían según sea periodo de día o de eclipse y son del 90% en el primer caso y del 65% en el caso de oscuridad. Estas estimaciones son muy similares a las enunciadas en el “Space Mission Analysis And Design” de Wertz y Larson.

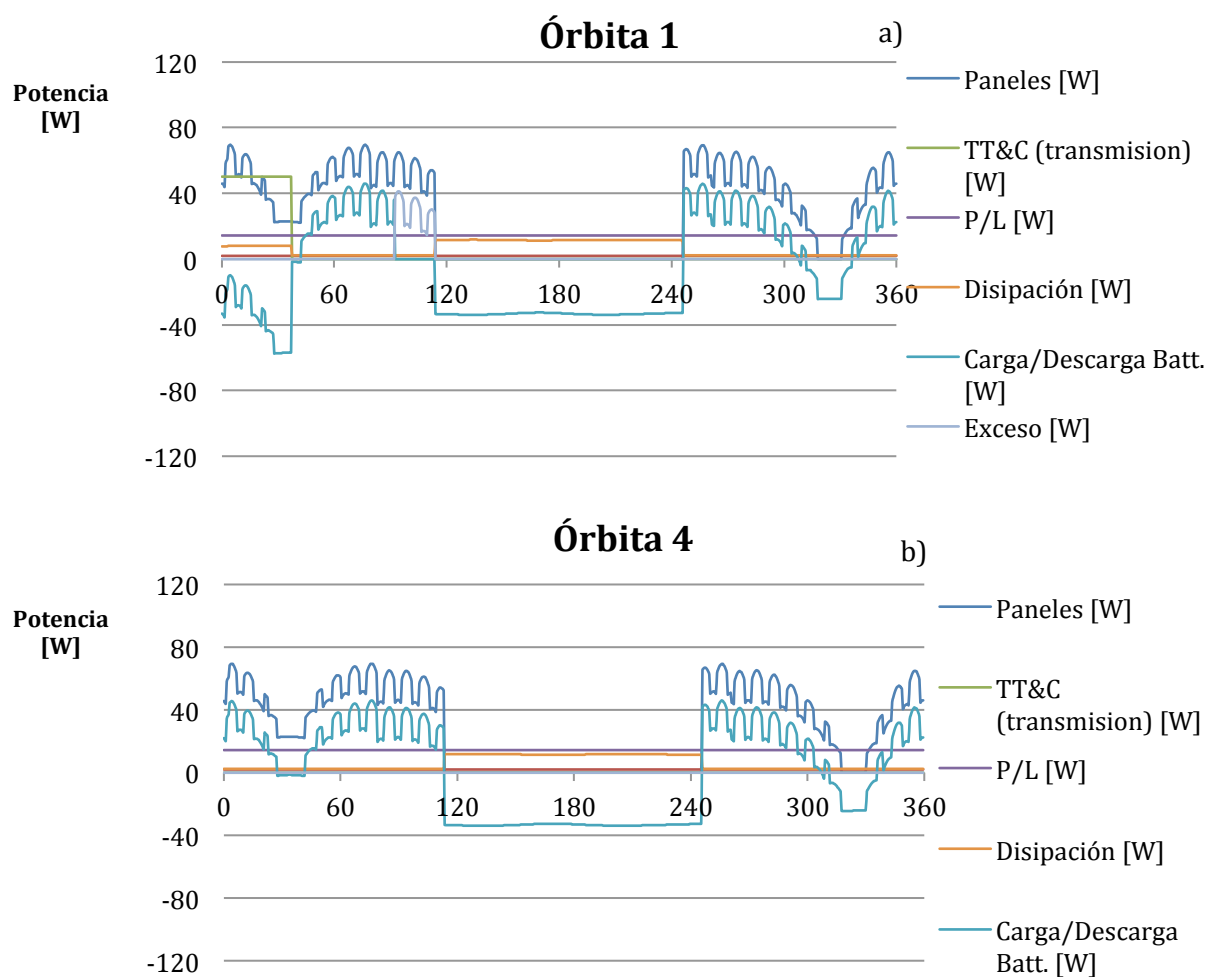
8.4 Simulación de los comportamientos del sistema eléctrico

Una vez se han contemplado todos los agentes que intervienen en el reparto de potencia del satélite, se analiza el comportamiento de los componentes de mayor

relevancia, paneles solares y baterías, para conocer el correcto funcionamiento esperado de los mismos y cualquier situación anómala, y su posible solución.

8.4.1 Simulación con consumo en modo constante

En primer lugar se exponen los distintos perfiles de consumo de los subsistemas enunciados para el caso de operación normal con diez revoluciones diarias, en las órbitas primera, cuarta y novena. Se eligen estas dado que de las 16 órbitas, sólo la primera y la novena tienen eventos característicos (la transmisión de los datos durante diez minutos, en periodo de día en la primera órbita y en periodo de noche en la novena órbita) mientras que las restantes 14 son esencialmente iguales, por lo que se incluye la cuarta como representante de este grupo.



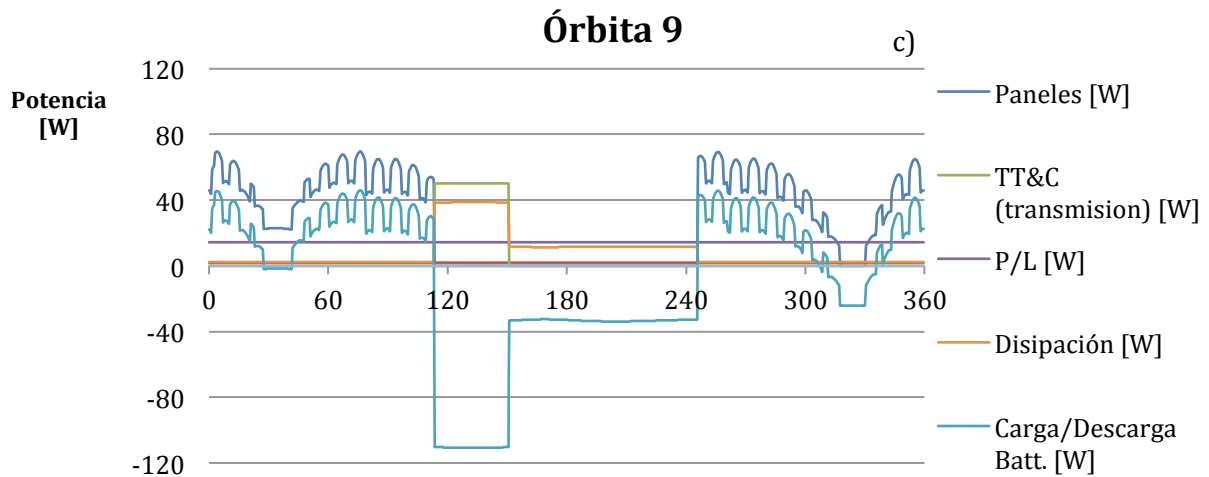


Figura 8.9 Curvas de potencia de ciertos componentes del sistema eléctrico. Corresponden a las órbitas que tienen transición: órbita 1, a) y órbita 9, c); y a otra cualquiera, órbita 4, b).

Según el modo de fallo de los paneles, la velocidad de rotación y el perfil de consumo de la carga de pago, la potencia que se puede dedicar a la carga de pago varía notablemente. Sin embargo, hay casos en los que coinciden dado que ya la potencia media generada, expuesta en el apartado de las fuentes de potencia, coincide en ambas situaciones. Este dato es uno de los más importantes ya que determina que tipos de carga útil se pueden embarcar y si es necesario cambiar el sistema de potencia para llegar a valor más altos de potencia entregada. Los valores de esta potencia disponible son los de la Tabla 8.3.

Tabla 8.3. Consumo de potencia máximo a lo largo de la órbita para el modo constante.

Perfil de Consumo	V. Rot.	Normal	F. Lateral	F. Superior	F. Lat. y Sup.
Constante	10 rev/d	14,4	9,7	11,2	6,5
	4 rev/d	14,4	7,4	11,2	4,3

En todas las órbitas hay un periodo largo, el eclipse, en el que las baterías están proporcionando la energía necesaria, pero la gran parte del resto de la órbita, la batería se encuentra en estado de carga. Para estudiar su evolución se tiene el grafico del porcentaje de carga a lo largo de un ciclo, 16 órbitas.

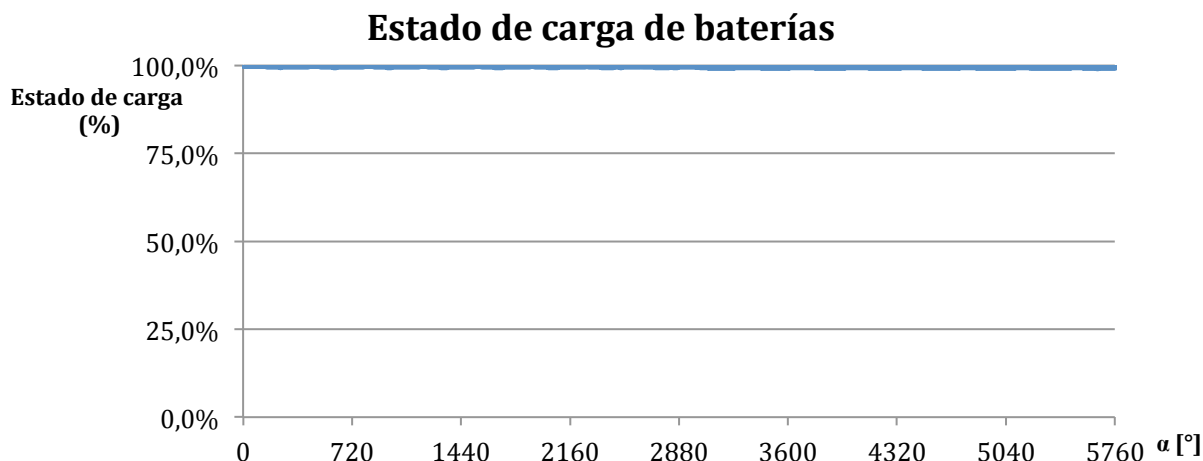


Figura 8.10 Estado de carga de las baterías a lo largo de un día (16 órbitas) para el modo normal, perfil de consumo constante y diez revoluciones por día.

Este primer estado de carga corresponde a una velocidad de rotación de diez revoluciones al día y todos los paneles operativos. Se observa en la propia figura que la caída del estado de carga es despreciable, siendo de pocas décimas debidas a la aproximación del cálculo. Para el resto de situaciones se ha comprobado que el comportamiento es similar, por lo que no se muestran las figuras correspondientes a todas esas situaciones.

Otro aspecto importante de las baterías es el ritmo de carga y descarga, que para su correcto funcionamiento no debe sobrepasar unos límites fijados por el fabricante para cada celda individual, especialmente en la carga. Habitualmente, se expresan en función de la corriente máxima de carga, que en este caso es $C = 4,5 \text{ Ah}$. Estos límites son distintos para la carga y descarga, siendo para descarga de $2C$ y para la carga dependen de la temperatura de funcionamiento de las mismas (véase la Tabla 8.4).

Tabla 8.4. Límites de las corrientes de carga para la celda VES 16 en función de la temperatura.

Temperatura	Máxima Corriente de Carga	
0° C	$C/30$	0,15 A
10° C	$C/5$	0,90 A
20° C	$C/2$	2,25 A
30° C	$C/2$	2,25 A

Esta limitación hace importante estudiar y analizar los ritmos de carga y descarga:

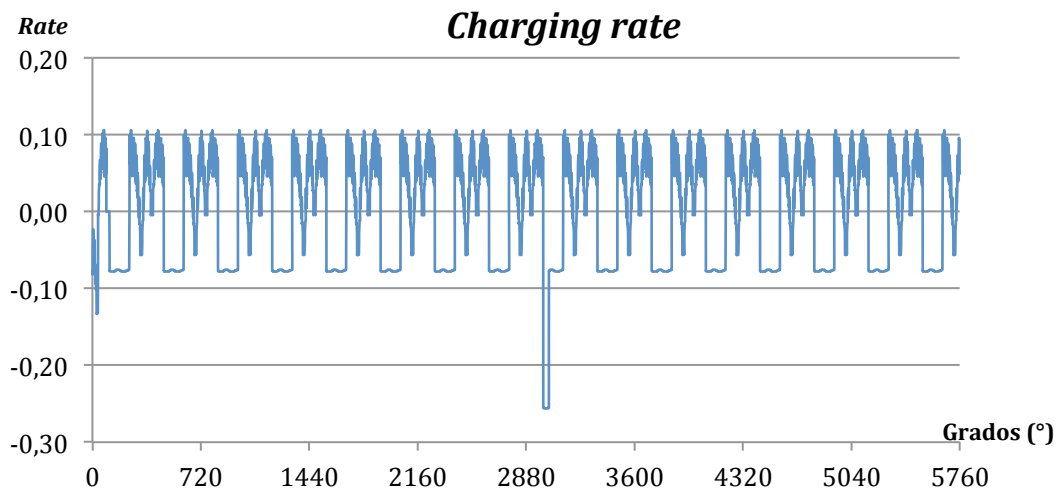
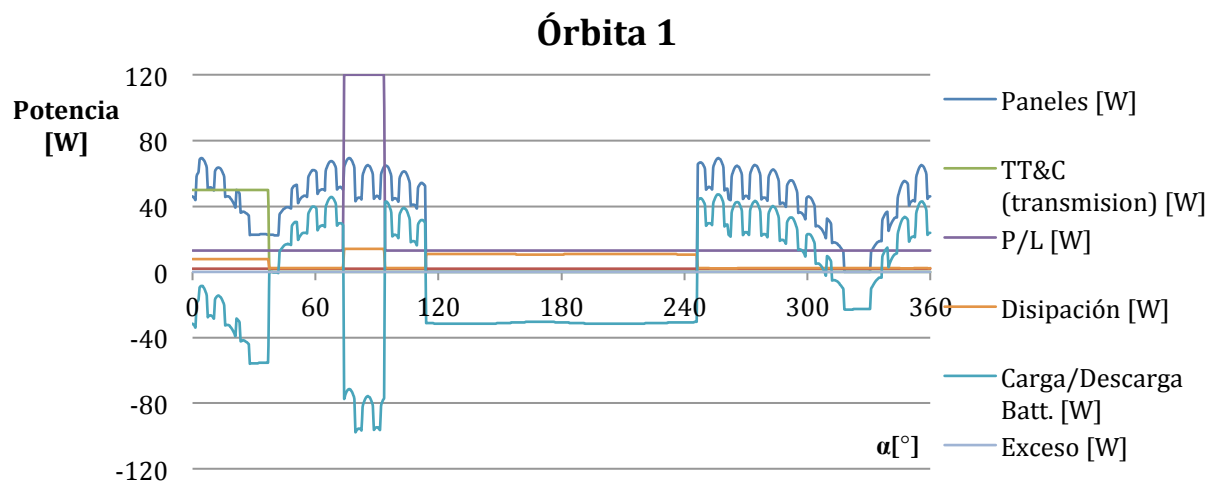


Figura 8.11 Ritmo de carga y descarga de las baterías a lo largo de un día (16 órbitas) para el modo de operación normal, perfil de consumo constante y 10 revoluciones por órbita.

Para el resto de situaciones no mostradas se ha comprobado que se obtiene un perfil similar, que está permanentemente dentro de los límites con margen amplio, ya que la carga se sitúa en torno a los C/10, que es válido desde 10°C.

8.4.2 Simulación con consumo con cuatro pulsos por órbita

En el caso del perfil de consumo con picos de 120 W y un valor constante que use el resto de la potencia disponible, los consumos de potencia son los mostrados en la Figura 8.12.



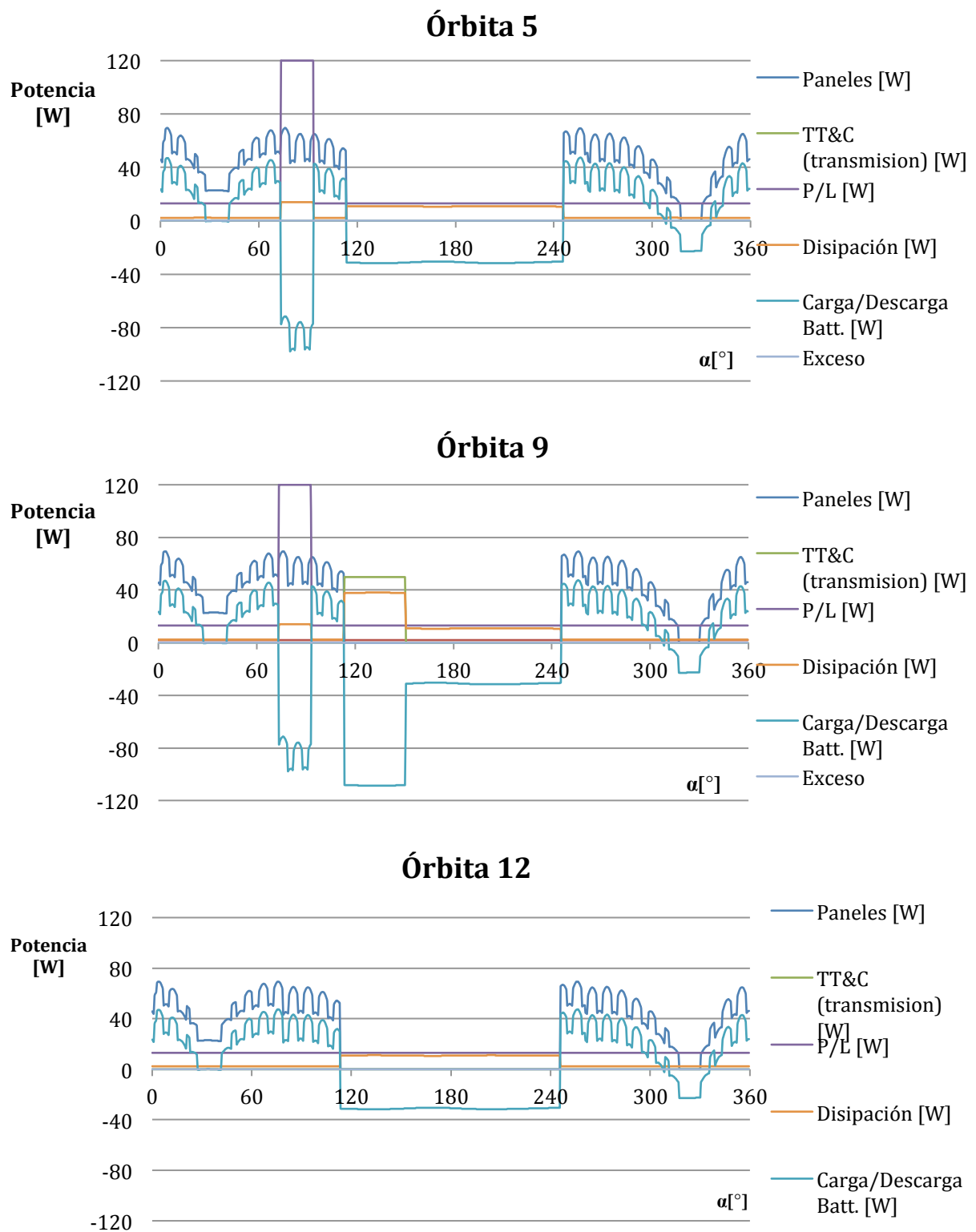


Figura 8.12 Curvas de potencia de ciertos componentes del sistema eléctrico. Corresponde a las órbitas que tienen transición y pulso de 120 W: órbita 1, a) y órbita 9, c); órbitas con sólo pulso de 120 W: órbita 5, b); y órbita genérica: órbita 12, d).

En esta ocasión se han elegido las dos órbitas con pico y transmisión, primera y novena; una órbita con pico únicamente, quinta, y una órbita cualquiera, duodécima.

Como se ha dicho, en la primera y la novena órbita se tiene la transmisión (que aun que se puede situar en distintos momentos, siempre estará en estas órbitas) y genera una etapa de alto ritmo de descarga, más acusado en la novena órbita ya que, además, tiene que suplir a los paneles solares por estar en periodo de eclipse.

En el caso del perfil de consumo anterior se buscaba el valor constante del que podía disponer la carga de pago. Para este otro perfil de consumo se tiene consumos a dos valores distintos: 120 W en los pulsos y otro valor alrededor de 10 W para el resto del ciclo. Este segundo valor depende del total disponible según la operatividad de los paneles y se ha calculado realizando un balance de potencia, de igual manera que el anterior perfil de consumo.

Tabla 8.5. Consumo de potencia máximo a lo largo de la órbita en los valles de modo con pulso de 120 W.

Perfil de Consumo	V. Rot.	Normal	F. Lateral	F. Superior	F. Lat. y Sup.
120W/Constante	10 rev/d	13,01	8,3	9,9	5,1
	4 rev/d	13,1	6,0	9,9	2,8

El estado de carga de la batería a lo largo de un día, 16 órbitas, es, de igual manera que antes, prácticamente uniforme.

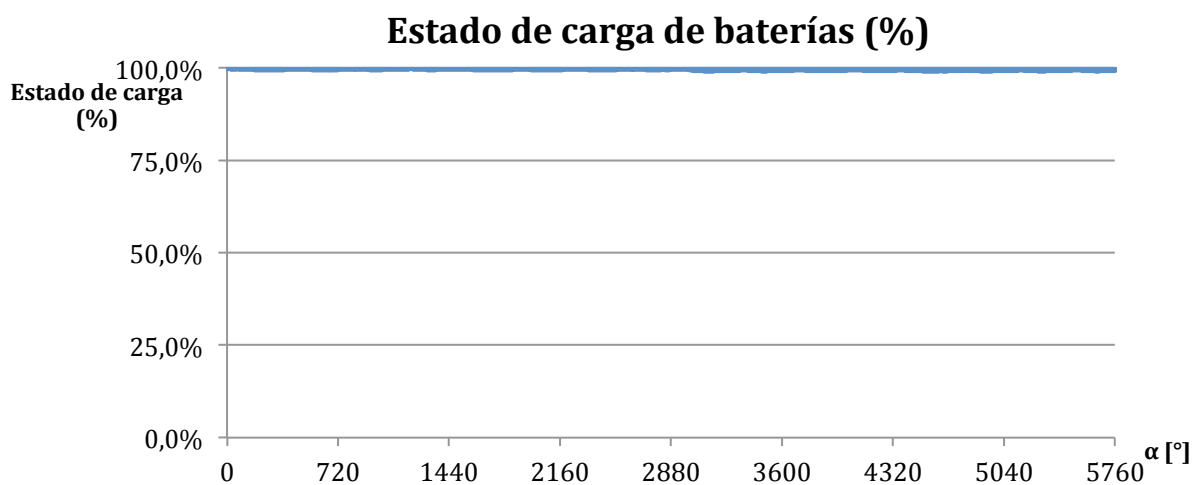


Figura 8.13 Estado de carga de las baterías a lo largo de un día (16 órbitas) para el modo normal, perfil de consumo de cuatro pulsos por día y diez revoluciones por órbita.

El valor aproximado de la carga de las baterías tras un día es de 99,4%, salvo en el modo normal con perfil de consumo constante donde es algo más elevado, sin llegar a 99,5%.

Respecto del *charging rate*, se puede observar en la Figura 8.14 su evolución a lo largo de un día en la que se destacan cuatro descargas correspondientes a los cuatro pulsos además de las dos transmisiones (con distinto valor para cada una).

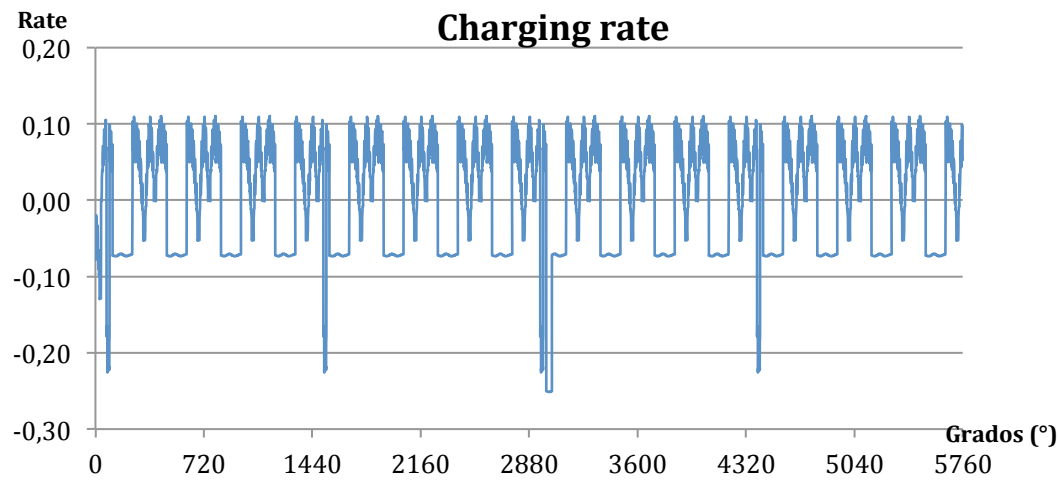


Figura 8.14 Ritmos de carga y descarga de las baterías a lo largo de un día (16 órbitas) para el modo normal, perfil de consumo de cuatro pulsos por día y diez revoluciones por órbita.

8.4.3 Simulación del modo constante de 120W

Se ha definido en el apartado correspondiente otro perfil de consumo de la carga útil, el cual agotaba toda la potencia disponible con un pico de 120 W. Aunque no es un perfil muy útil, permite conocer la capacidad máxima de entrega de potencia que tendría el satélite en la situación correspondiente. En este caso el análisis se centra en cuánto tiempo puede mantener este consumo a lo largo de un día.

Tabla 8.6. Tiempo máximo por día que puede mantenerse un consumo de 120 W.

Perfil de Consumo	V. Rot.	Normal	F. Lateral	F. Superior	F. Lat. y Sup.
Constante	10 rev/d	5h 46'	3h 53'	4h 29'	2h 36'
	4 rev/d	5h 46'	2h 58'	4h 29'	1h 43'

En este perfil de consumo, la batería juega un papel muy importante ya que en todo momento durante la entrega de potencia va a estar cediendo energía simultáneamente (excepto cuando está en eclipse que lo hace en solitario) mientras que cuando cesa la demanda de energía debe estar recuperando el nivel para el siguiente día. En la Figura 8.15 se puede observar el estado de carga a lo largo de un día.

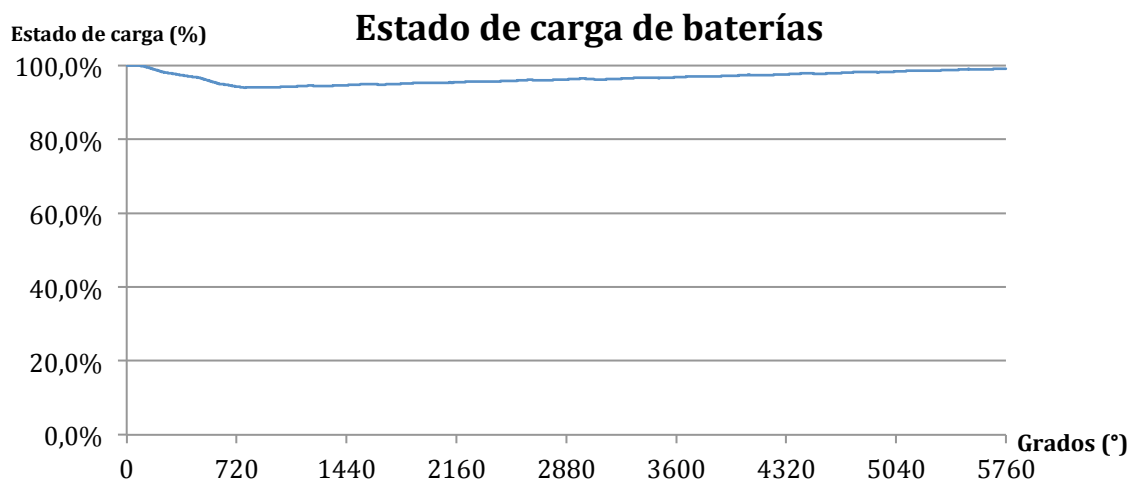


Figura 8.15 Estado de carga de las baterías a lo largo de un día (16 órbitas) para el modo normal, perfil de consumo de un solo pulso de 120 W y diez revoluciones por órbita.

De igual manera que con los perfiles de consumo anteriores es importante confirmar que la carga y descarga se hacen con una intensidad de valor apropiado para no dañar la batería. Como se extrae de la Figura 8.16, en ningún momento se rebasan los límites para la carga (a partir de 10°C) ni para la descarga.

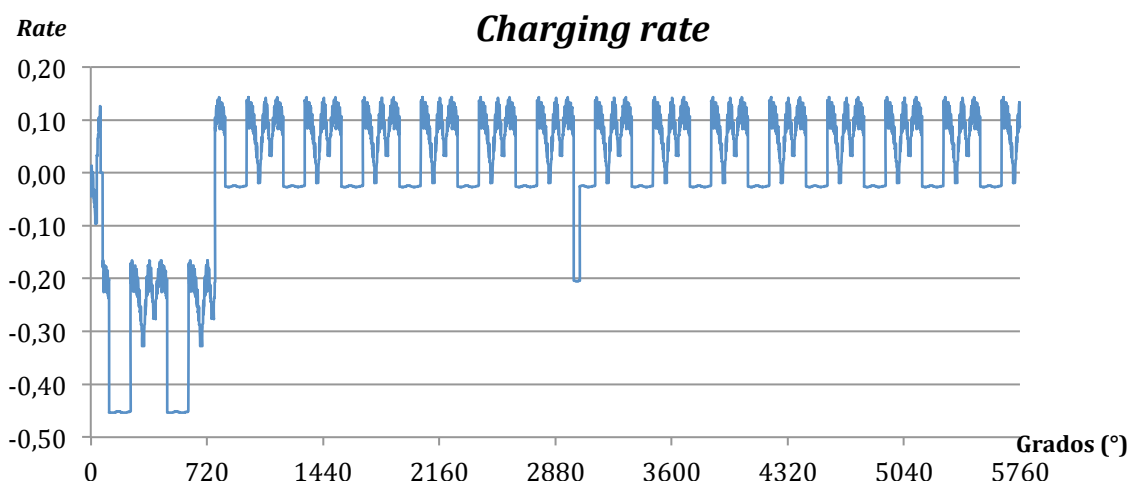


Figura 8.16 Ritmos de carga y descarga de las baterías a lo largo de un día (16 órbitas) para el modo normal, perfil de consumo de un pulso de 120 W y diez revoluciones por órbita.

8.4.4 Simulación de la recuperación de las baterías

Aunque en los apartados previos de esta simulación se ha confirmado que las baterías no estarán cerca del DOD, o el límite de descarga, es conveniente conocer cómo se recuperarían las baterías hasta llegar de nuevo al 100% de su capacidad y, sobre todo, cuánto tardaría en volver a ese nivel óptimo. Este proceso se han establecido dos protocolos en los cual se disminuyen los consumos. En el primero, denominado de batería baja, se deja de emplear la carga útil únicamente, mientras que el resto del satélite sigue operando con normalidad. En el segundo caso se desconectan también el resto de subsistemas e incluso se eliminan las transmisiones, con el objetivo de recuperar rápidamente las baterías.

En la Figura 8.17 se observa el número de órbitas que necesitaría para recuperarse en el modo de batería baja. Aparecen en la figura varias líneas verticales azules: representan los días pares que corresponden a las órbitas 32, 64, etc. Como se ve en la leyenda, se ha estudiado este proceso para los cuatro modos operativos de los paneles pero siempre con diez revoluciones por órbita.

Recarga de batería

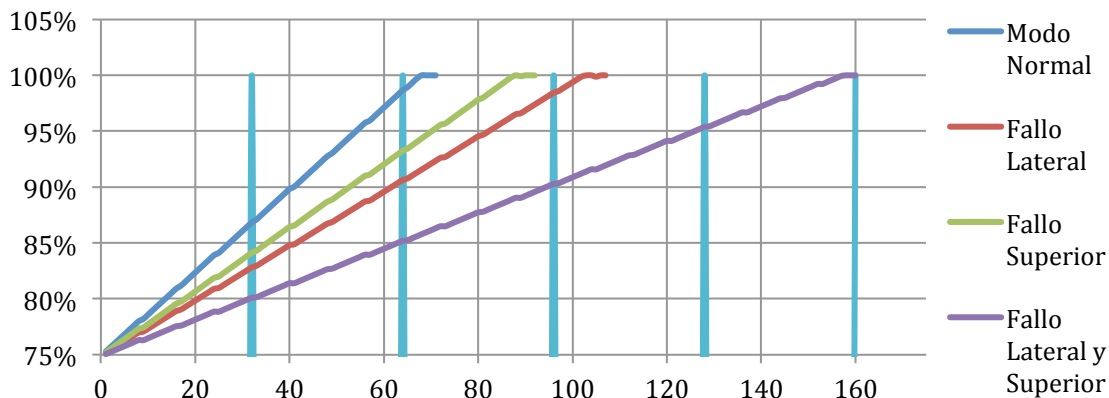


Figura 8.17 Estado de carga de las baterías a lo largo del protocolo de batería baja para su recarga.

Los resultados son que para el modo normal de operación de los paneles, se recupera el 100% en algo más de cuatro días completos y para el fallo del panel superior y un panel lateral, en diez días.

Para el modo de batería crítica los procesos resultan bastante más rápidos, llegando a ser incluso la mitad en algunos modos de fallo de los paneles. Es importante reseñar, que en todo este proceso el satélite no tiene absolutamente ningún subsistema operando, por lo que no se tiene control de actitud, ni control térmico, ni posibilidad de recibir sus datos.

Recarga de batería

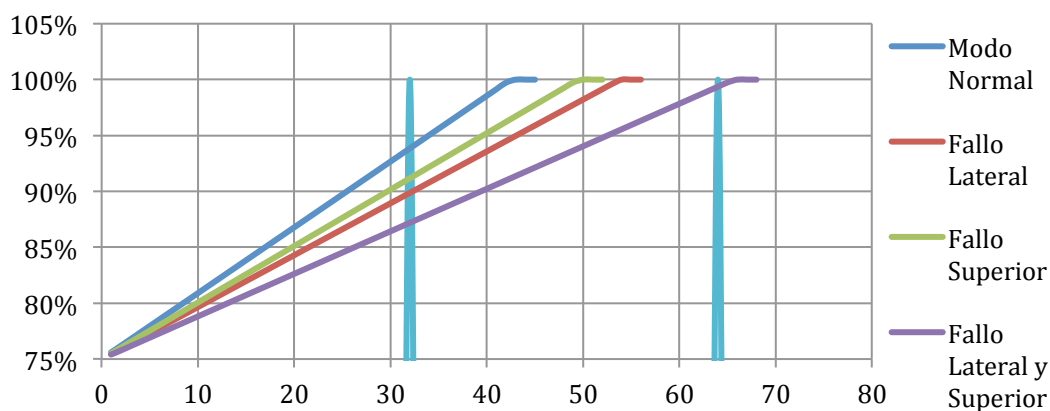


Figura 8.18 Estado de carga de las baterías a lo largo del protocolo de batería crítica para su recarga.

8.5 Conclusiones

La principal conclusión que se puede obtener tras el estudio es que el satélite, tal y como se ha tenido en cuenta, es perfectamente funcional desde el punto de vista eléctrico.

Por la parte de la generación de potencia, los paneles son capaces de ofrecer una cantidad tal como para que aproximadamente la mitad (en el caso de funcionamiento normal) de esta potencia sea destinada a la carga útil. Además, incluso en los modos de fallo definidos, el valor de potencia dedicada a la carga útil, es suficientemente alta como para que merezca la pena mantener el satélite operativo.

Respecto de las baterías, se puede observar por su comportamiento que están, sobredimensionadas y por ello actúan como un elemento regulador del sistema completo, ya que tiene un amplio margen de trabajo por el cual se puede modificar el funcionamiento general. Y esto se demuestra no sólo en cuanto al estado de carga, que para el perfil de consumo constante y el de cuatro pulsos de 120 W por día se mantiene siempre por encima del 99%, si no también en términos de *charging rate*, el cual se está siempre dentro de los límites establecidos por el fabricante, asegurando una vida operativa acorde con la nominal.

Por último, sobre el propio método de simulación se puede extraer que aun no siendo la mejor plataforma donde estudiar estos comportamientos. Presenta el inconveniente de que, en ciertas partes, restringe la flexibilidad a la hora de cambiar múltiples condiciones al mismo tiempo, pero a cambio permite un estudio bastante amplio con un requisito de conocimientos y de complejidad bajo, de manera que habilita a cualquier estudiante a llevar a cabo estudios similares.

9 Anexo C: Ensayos de baterías Litio-Ión en el Instituto IDR/UPM

9.1 Introducción

Una limitación importante que existe en el desarrollo de vehículos espaciales es que todos los componentes deben ser validados como aptos para su uso en uno de estos vehículos. Una vez lanzado el satélite es prácticamente imposible enmendar un error en alguno de los componentes.

En el diseño de un satélite universitario gran parte de los elementos se adquieren ya calificados para este tipo de uso. Sin embargo, a pesar de ese calificativo, es necesario realizar pruebas sobre cada modelo de vuelo para asegurar que cumplen íntegramente sus especificaciones.

En estos ensayos, si todo sucede según lo previsto, los componentes no deberían sufrir ningún daño, pero existe la posibilidad de que falle y deje el componente inservible. Este riesgo puede suponer un gran contratiempo económico, incluso hacer inviable la misión.

Es obvio que este riesgo de fallo se reduce de manera significativa si el personal que realiza los ensayos tienen una cierta experiencia en esas tareas y si las máquinas a emplear están correctamente preparadas para los ensayos.

El caso de la batería no es menos crítico: cualquier intensidad demasiado grande o impacto fuerte puede dañar la batería y necesitar entonces una nueva. Por ello, los ensayos realizados en el laboratorio del IDR/UPM aquí presentados tienen una importancia considerable en el desarrollo del subsistema de potencia.

9.2 Objetivos

El objetivo de estos ensayos es, por tanto, adquirir conocimiento y experiencia en el comportamiento de las baterías de Litio y mejorar el banco de ensayos del Instituto. Posteriormente, este conocimiento y el propio banco de ensayos se emplearán en los ensayos y pruebas que se aplicarán a las baterías reales del satélite.

Para poder realizar los ensayos se adquirieron seis pilas de la empresa Samsung que se describen más adelante y se realizaron diferentes ensayos sobre ellas.

9.3 Descripción de la Batería Ensayada

Las baterías adquiridas por el IDR/UPM para realizar las pruebas son del modelo ICR18650-26F, del fabricante Samsung SDI Co. (véase Figura 9.1). La compra se realizó en diciembre de 2012.



Figura 9.1 Foto de las baterías Samsung empleadas en el ensayo.

Las principales características eléctricas de la batería se exponen en la Tabla 9.1 extraídas de las especificaciones aportadas por el fabricante. Se puede observar que corresponden a los valores típicos de una celda de Litio-Ión.

Tabla 9.1 Parámetros básicos de la batería Samsung. *Está obtenido con una descarga a 25 °C y 0,2C.

Parámetro	Valor	Parámetro	Valor
Voltaje máximo	4,2 V	Capacidad nominal	2600 mAh*
Voltaje mínimo	2,75 V	Voltaje nominal	3,7 V
Corriente de carga	Carga estándar: 1,3 A Carga rápida: 2,6 A	Tiempo de carga	Carga estándar: 3 h Carga rápida: 2,5 h
Corriente de carga máxima	2600 mA (C)	Corriente de descarga máxima	5200 mA (2·C)

Por otro lado también se incluyen las especificaciones de carácter físico de las células en la Tabla 9.2.

Tabla 9.2 Propiedades físicas de la batería Samsung.

Parámetro	Valor
Masa	47,0 g
Dimensiones	65,00 x 18,40 mm ² (alt. x diam.)

Temperatura de Operación	Carga: 0 a 45 °C Descarga: -20 a 60 °C
--------------------------	---

En las especificaciones también se definen ciertos procedimientos generales para operar con la batería. En primer lugar se define carga estándar como aquella realizada con una corriente de 1300 mA (C/2) y un voltaje constante de 4,2 V a una temperatura de 25 °C durante tres horas.

A continuación se define la descarga estándar, que se debe realizar a un ritmo de 520 mA (C/5) hasta un voltaje final de 2,75 V a 25 °C, al menos una hora después de terminar la carga estándar. La capacidad medida después del proceso ha de ser mayor de 2550 mAh.

Otro factor importante que expone las especificaciones es la dependencia de la capacidad según la temperatura. En la Tabla 9.3 y Tabla 9.4 se muestran las capacidades tras procesos de descarga y carga respectivamente a distintas temperaturas.

Tabla 9.3 Capacidad relativa según la temperatura de descarga.

Temperatura de carga		Temperatura de descarga			
		-10 °C	0 °C	25 °C	40 °C
25 °C	Capacidad relativa	50%	80%	100%	80%

En ambas tablas se puede observar que la máxima capacidad, definida como 2550 mAh se obtiene a 25 °C.

Tabla 9.4 Capacidad relativa según la temperatura de carga.

	Temperatura de carga			Temperatura de descarga
	0 °C	25 °C	45 °C	
Capacidad relativa	80%	100%	80%	25 °C

En el documento de especificaciones se describen varios procedimientos más y factores de dependencia de la capacidad, así como ensayos de seguridad, de propiedades mecánicas, etc. que no se realizaron para la realización de este informe.

9.4 Descripción del Banco de Ensayo

Para la realización de los ensayos se dispuso de una serie de elementos en su gran mayoría propiedad del Instituto IDR/UPM. De estos elementos, todos ellos eran comerciales aun que la conexión entre los mismos fue efectuada por miembros del Instituto. A continuación se muestra un esquema del mismo (véase la Figura 9.2) y la descripción resumida de cada uno de los elementos y sus funciones. Nótese que el

elemento principal, las baterías, no están incluidas, dado que, aun siendo fundamentales, no es parte del equipo, propiamente dicho.

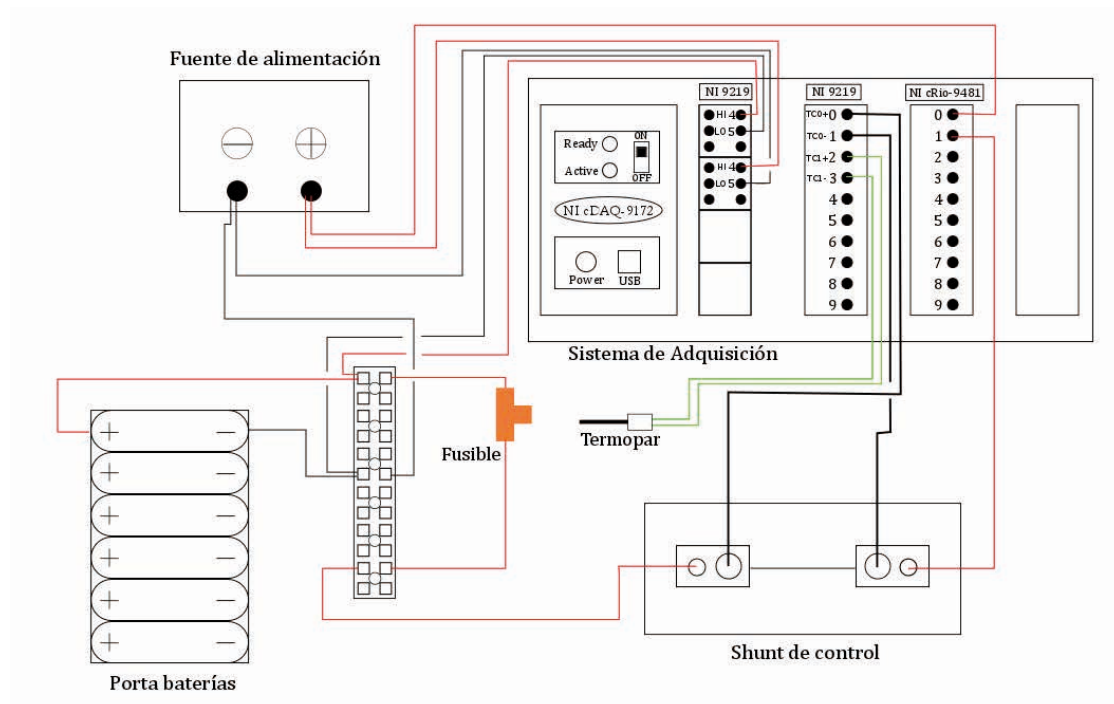


Figura 9.2 Esquema del circuito de ensayos.

9.4.1 Fuente de alimentación EX-355

Tiene una capacidad máxima de 35V y 5A, aunque los valores usados en los ensayos fueron muy inferiores durante casi todos los ensayos. Sólo se emplea en los procesos de carga de las baterías. La generación de intensidad tiene la opción de operar con la opción corriente limitada, en el que se fija un valor máximo que puede aportar la fuente al circuito. Este es el método de carga especificado para las baterías Samsung (*Constant Voltage with Limited Current, CC-CV*).

9.4.2 Sistema de Adquisición de Datos (NI cDAQ-9172)

Este elemento es una bahía en la que se pueden anclar distintos tipos de módulos de entrada y salida de datos. Por sí solo no puede operar, ya que no tiene sensores propios, sólo puertos de comunicación. La manera de la que se obtienen los datos es a través de los módulos que se conecten, permitiendo así recopilar datos de diferentes naturalezas utilizando para cada tipo de dato el módulo adecuado. Además, el relé tiene hasta ocho puertos para conectar módulos simultáneamente, aun que en el ensayo sólo se emplean tres de ellos. A continuación se explica brevemente el objetivo de cada módulo utilizado.

NI 9219: Se encarga de registrar la diferencia de potencial entre polos de la pila por el canal cero y de la diferencia de potencial entre bornes de la fuente de alimentación (carga) o de la resistencia (descarga) por el canal uno.

NI 9211: Registra los valores de los termopares, provenientes del shunt, TC0, y del termopar adherido a la pila, TC1.

NI cRio-9481: Es el relé de control del sistema. Es el encargado de ejecutar el corte del proceso cuando se cumplen las condiciones estipuladas.

9.4.3 Portabaterías

Su función es simplemente alojar las baterías y conectarlas entre ellas de la manera esperada cuando desee probar varias a la vez. También asegura una buena conexión y reduce el riesgo de corto circuito. En estos ensayos, se han utilizado con capacidad para seis pilas, por la facilidad que ofrece este número para simular la distribución estipulada para el UPMSat-2.

9.4.4 Resistencia

Proporcionada por el laboratorio de Electrónica de la E.U.I.T. Aeronáutica. Consta de tres resistencias que pueden funcionar de manera conjunta o por separado teniendo cada una un rango de valores de aproximadamente cero a 180 Ohmios. Su funcionamiento es analógico, variando la resistencia por medio del desplazamiento a lo largo de una bobina de un tope. Ninguna de ellas tiene una escala externa, por lo que fue necesario marcar la situación de algunos puntos notables (10 Ω , 50 Ω , 100 Ω , 150 Ω y los extremos). Obviamente, se emplea sólo en los ensayos de descarga, sustituyendo a la fuente de alimentación.

9.4.5 Shunt de control

En este elemento se efectúa la medida de la intensidad. Mide la diferencia de voltaje entre dos puntos del elemento, lo cual se utiliza posteriormente para calcular la intensidad. Para la gran mayoría de ensayos, todos los que se aplicaron a una batería individual, sus valores característicos eran 2,5 A y 60 mV. Para los ensayos de seis pilas simultáneamente se cambió por otro de 10 A y 60 mV si la configuración lo requería.

9.4.6 Otros

Fusible: Es un elemento básico de seguridad que abre el circuito en caso de que se registre una alta intensidad atravesando el mismo. El utilizado en el circuito es de límite 4 A.

Termopar: Para comprobar que la sala y la pila se encuentran a una temperatura que permite comparar los resultados con las predicciones y en general con otros ensayos, es necesario registrar la temperatura. También sirve de indicador en caso de sobrecarga u otro peligro, ya que si la temperatura se incrementa en exceso pueden llegar a explotar. En cualquier caso, no existía ningún mecanismo ni activo ni pasivo de control de la temperatura de ensayo.

Ordenador: Este elemento es de suma importancia, ya que es donde se pueden monitorizar todos los datos que está recogiendo el relé de control. Sin embargo,

no entra dentro del circuito eléctrico, sino que forma parte del circuito de información digital. La interfaz del ensayo está desarrollada por Alejandro ... en el software *LabView* de *National Instruments*. Al ser del mismo fabricante la compatibilidad con el relé es perfecta, lo que ayuda en la labor de programación.

9.5 Procedimientos de Ensayo

Todos los ensayos se llevaron a cabo en la misma sala del laboratorio que el Instituto IDR/UPM tiene en la E.T.S.I. Aeronáutica, con una temperatura entre 19 y 25 grados Celsius entre los meses de diciembre de 2012 y marzo de 2013. El equipo de ensayos fue el mismo a lo largo de todo el periodo, exceptuando el portabaterías que se cambiaba según el número y configuración de baterías a ensayar.

Los procedimientos han sido los mismos en todos los ensayos. La única mejora, según avanza el tiempo, ha ocurrido gracias a la soltura y experiencia adquirida. A lo largo de los ensayos se han probado tres series de pilas (serie A, B y C) de dos modelos distintos, pero sólo se presentan los resultados correspondientes a la tercera serie.

Las dos primeras series, formadas por el mismo modelo de pila, siempre se estudiaron de manera individual. En general, la capacidad que las pilas de estas dos series proporcionaron se encontró siempre por debajo del 10% de la nominal.

En todas las pilas de la serie C, con el objetivo de iniciar la serie de ensayos, se comenzó con un ciclo de descarga cuyos resultados se exponen en solitario. Posteriormente se realizaron ciclos de carga-descarga. Tanto las descargas como las cargas se hicieron con muy baja intensidad. Posteriormente se realizaron ensayos múltiples, con varias baterías en serie o en paralelo para estudiar los comportamientos en tales configuraciones.

El procedimiento de carga se regulaba a través de la fuente de alimentación. Antes de comenzar el ensayo se fija la intensidad máxima y el voltaje máximo. Este último se suele fijar unas decimas de voltio por encima del máximo admitido por la batería. Una vez empezaba el ensayo el voltaje descendía hasta prácticamente el voltaje entre bornes de la batería (la diferencia proviene de las pérdidas). La intensidad, que funcionaba en modo *constrained current*, corriente limitada, se mantenía en el valor fijado, salvo en algunos casos que a lo largo de la carga se alcanzaba el voltaje máximo fijado y la intensidad requerida se situaba por debajo del límite.

Por otro lado, en el procedimiento de descarga sólo se puede controlar la intensidad, lo cual se hace a través de la resistencia variable. La resistencia permanece fija a lo largo de todo el ensayo, por lo que la intensidad desciende gradualmente acorde al voltaje.

En ambos procedimientos, el final del proceso se determinaba mediante el software, que abría el circuito cuando la tensión de la batería igualaba un valor dado: entre 2,70 y 2,75 V en la descarga y 4,15 V en los procesos individuales. Cuando se ensayan varias baterías se multiplica el voltaje por el número de baterías en serie.

Los tiempos entre carga y descarga y viceversa no han sido controlado ya que en general eran de varias horas o incluso días. En ciertos casos se han realizado dos procesos de manera simultánea, pero con al menos 30 minutos de reposo.

9.6 Resultados de los Ensayos Eléctricos

Los ensayos eléctricos se han dividido en tres grupos a la hora de presentar los resultados, debido a la similitud de los ensayos dentro de cada grupo. El criterio elegido es el número de baterías ensayadas simultáneamente y el hecho de ser la primera descarga o no.

De esta manera, el primer grupo reúne las seis descargas iniciales de cada batería. El segundo grupo corresponde a los ciclos de carga-descarga realizados sobre tres baterías. Por último, se unen los ensayos de grupos de baterías, ya sea dos series en paralelo de una batería (1+1) o dos series en paralelo de dos baterías (2+2).

9.6.1 Ensayos de Primera Descarga

Las baterías recién desempaquetadas tienen un nivel de carga medio, ya que proporciona más seguridad ante un largo periodo de almacenamiento que el 100% de carga o que la descarga completa.

Por ello, el voltaje de inicio del ensayo es de alrededor de 3,8 V y la capacidad es un poco superior a la mitad. En la Figura 9.3 se puede observar el perfil de cada descarga. La intensidad de media fue de 0,0718 A, excepto en la quinta batería que fue de 0,0366 A.

Estas intensidades representan, en relación a C, unas intensidades de C/40 y C/80. Ambas corrientes son muy bajas para lo habitual y también para las intensidades propuestas por el fabricante. La resistencia se fijó en 50 Ω .

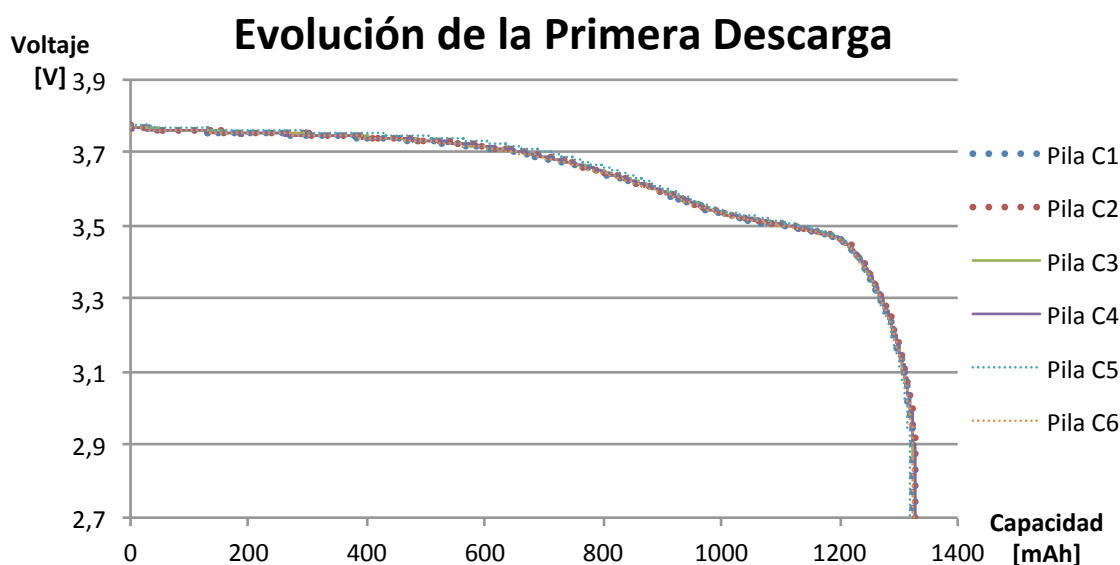


Figura 9.3 Curva de descarga de las baterías C1 a C6.

Se puede observar que las diferencias son prácticamente inexistentes, aunque en el caso de la quinta batería el voltaje es siempre un poco mayor, aunque desarrolla menor capacidad. La evolución del voltaje diferencia tres zonas claras: en la primera es prácticamente constante y acaba en 3,7 V aproximadamente; después, hasta 3,5 V empieza a decrecer gradualmente; por último, a partir de 3,5 V, el descenso hasta el voltaje mínimo es prácticamente inmediato.

Tabla 9.5 Datos básicos de la primera descarga de cada batería.

Batería	C1	C2	C3	C4	C5	C6
Capacidad [mAh]	1326,1	1329,2	1327,5	1328,2	1320,4	1326,0
Tiempo de descarga	17h 40'	18h 35'	18h 25'	18h 47'	36h 02'	18h 58'

Se observa que la duración media de las descargas es de 18 horas. En la quinta batería, al ser la intensidad la mitad, el tiempo de descarga es el doble. Por otro lado, se corrobora que la capacidad de las baterías es del 50%, aproximadamente.

9.6.2 Carga y Descarga en Ensayos Individuales

El ensayo básico que se puede realizar a una batería de estas características es un ciclo de carga-descarga. Se llevaron a cabo tres ensayos correctos de este tipo de ciclo a tres baterías distintas.

El voltaje de inicio de la carga fue de alrededor de 3 V y se prolonga hasta 4,15 V, donde se desconecta la fuente de alimentación. La descarga no es inmediata, por lo que existe una pequeña diferencia entre el voltaje final de la carga y el inicial de la descarga. Las intensidades de carga y de descarga se muestran en la Tabla 9.6.

Tabla 9.6 Ritmos de carga y descarga de las baterías C1, C2 y C3.

Batería	C1	C2	C3
Carga [A]	0,103 ($\approx C/25$)	0,291 ($\approx C/10$)	0,050 ($C/52$)
Descarga [A]	0,074 ($\approx C/40$)	0,074 ($\approx C/40$)	0,073 ($\approx C/40$)

Las curvas de la Figura 9.4 son prácticamente coincidentes de nuevo, aunque se puede observar que la correspondiente a la batería C3 es la que alcanza una capacidad mayor en la carga.

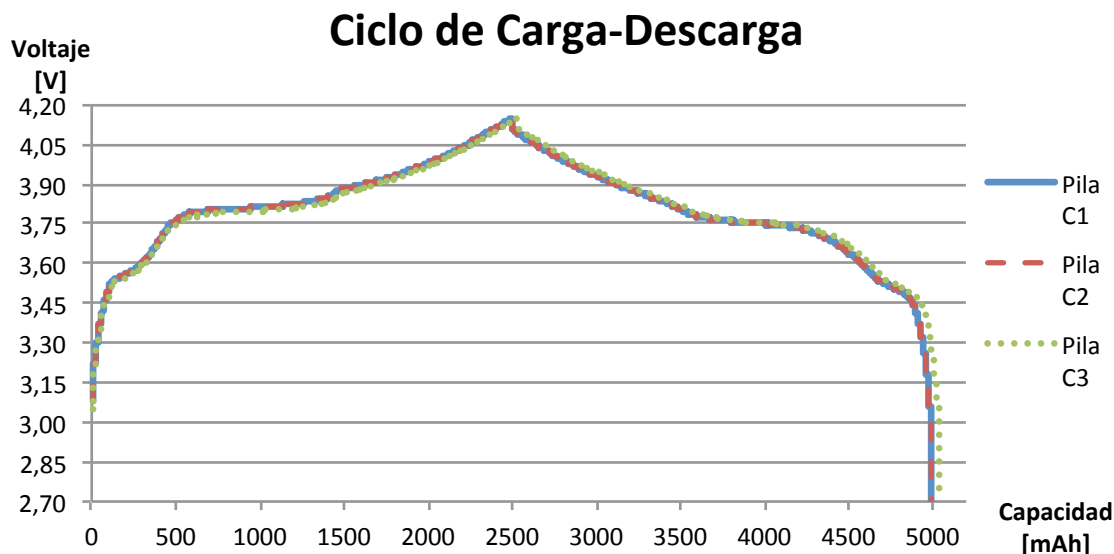


Figura 9.4 Ciclo de carga y descarga de las baterías C1, C2 y C3.

Las capacidades y tiempo de cada proceso de muestran en la Tabla 9.7. Se observa que las capacidades de la descarga siempre son menores que la adquirida en la carga.

Tabla 9.7 Resultados de los ciclos de las baterías C1, C2 y C3.

Batería	Proceso	Capacidad [mAh]	Tiempo
C1	Carga	2501,4	24h 16'
	Descarga	2494,8	33h 41'
C2	Carga	2275,8	7h 49'
	Descarga	2271,0	30h 49'
C3	Carga	2529,7	50h 31'
	Descarga	2514,2	34h 14'

En la Tabla 9.7 se confirma que la batería con la carga más rápida, por tener una mayor intensidad de carga, es la que menos capacidad ha absorbido, mientras que la batería C3, las que mayor capacidad ha obtenido en cada uno de los dos procesos.

9.6.3 Carga y Descarga en Ensayos Múltiples

En último lugar se ensayaron tres grupos de baterías en distintas situaciones y con distintas configuraciones de conexión. En varios de los ensayos se sobrepasaron los límites de carga superior, con el objetivo de conocer el comportamiento de las baterías.

Las configuraciones estudiadas se exponen en la Tabla 9.8.

Tabla 9.8 Configuración de las baterías G1, G2 y G3.

Grupo G1	Batería C2 en paralelo con
----------	----------------------------

	Batería C5
Grupo G2	Batería C3 en paralelo con Batería C6
Grupo G3	Baterías C1 y C2 en paralelo con Baterías C4 y C5

Al tener la misma configuración G1 y G2 se presentan sus resultados juntos, mientras que los resultados de G3 se exponen a parte, debido a que tienen un rango de voltaje distinto.

Las diferencias de cada grupo respecto de un ensayo individual se dan en el voltaje, cuando hay varias baterías en serie (G3) aumenta; y en la intensidad y capacidad, que aumentan según el número de *strings*.

En primer lugar se muestran los procesos de los grupos G1 y G2, donde G1 sólo tiene la parte de la carga y G2 un ciclo completo de carga-descarga. Se observa que el voltaje de G1 alcanza los 4,35 V, lo cual es 0,15 V superior al límite fijado en las especificaciones. En G2 también se superó el límite pero en menor medida. Las intensidades de carga se detallan en la Tabla 9.9, mientras que las curvas se incluyen en la Figura 9.5.

Tabla 9.9 Intensidad de corriente de los ciclos de las baterías G1 y G2.

Baterías	Carga	Descarga
G1	1,000 A ($\approx C \cdot 2/5$)	-
G2	1,000 A ($\approx C \cdot 2/5$)	0,3661 A ($\approx C \cdot 3/20$)

Es importante tener en cuenta que la intensidad que pasa por cada rama en paralelo es aproximadamente la mitad a la asociada al proceso en la Tabla 9.9.

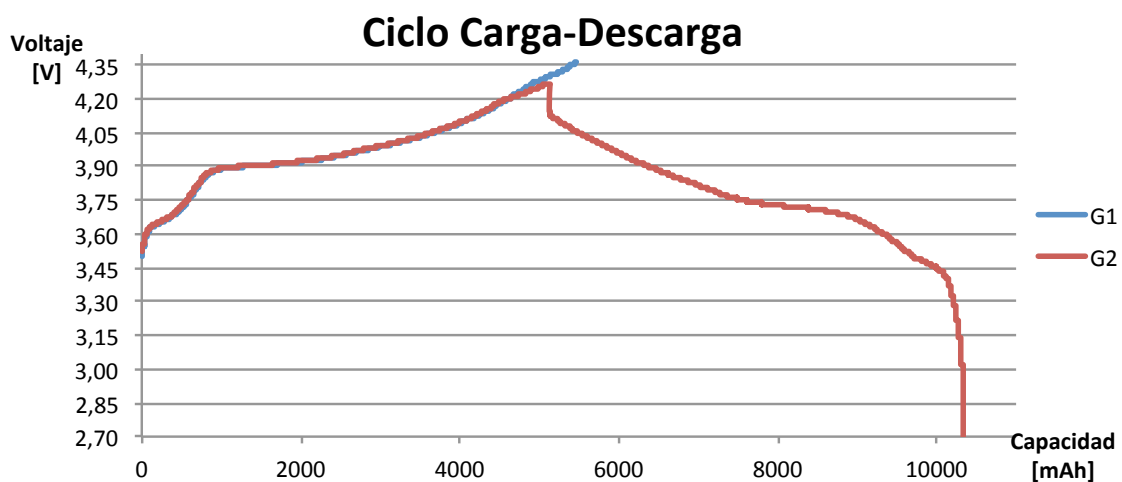


Figura 9.5 Ciclo de carga y descarga de las baterías G1 y G2.

Las capacidades, dado que la carga se ha extendido por encima de los límites, es superior a la que debería ser: el doble de la nominal. En la Tabla 9.10 se exponen estos resultados numéricos.

Tabla 9.10 Resultados de los ciclos de carga y descarga de las baterías G1 y G2.

Batería	Proceso	Capacidad [mAh]	Tiempo
G1	Carga	5467,5	5h 27'
	Descarga	-	-
G2	Carga	5126,1	5h 06'
	Descarga	5220,3	14h 15'

Los tiempos de carga, al ser la intensidad de corriente más alta de todos los ensayos, son los procesos más rápidos.

En segundo lugar, el grupo G3 se sometió a un ciclo de descarga-carga, inverso al habitual. Por ello, no se pueden relacionar la capacidad de uno y otro proceso. Las corrientes de carga se muestran en la Tabla 9.11.

Tabla 9.11 Intensidades de corriente en la carga y descarga de las baterías G3.

Baterías	Carga	Descarga
G3	0,8143 A ($\approx C/3$)	1,0416 A ($C \cdot 2/5$)

La principal diferencia en la Figura 9.6, correspondiente a G3, aparte del ciclo inverso, es que los voltajes límites son en esta ocasión 8,4 V y 5,5 V para el superior e inferior respectivamente.

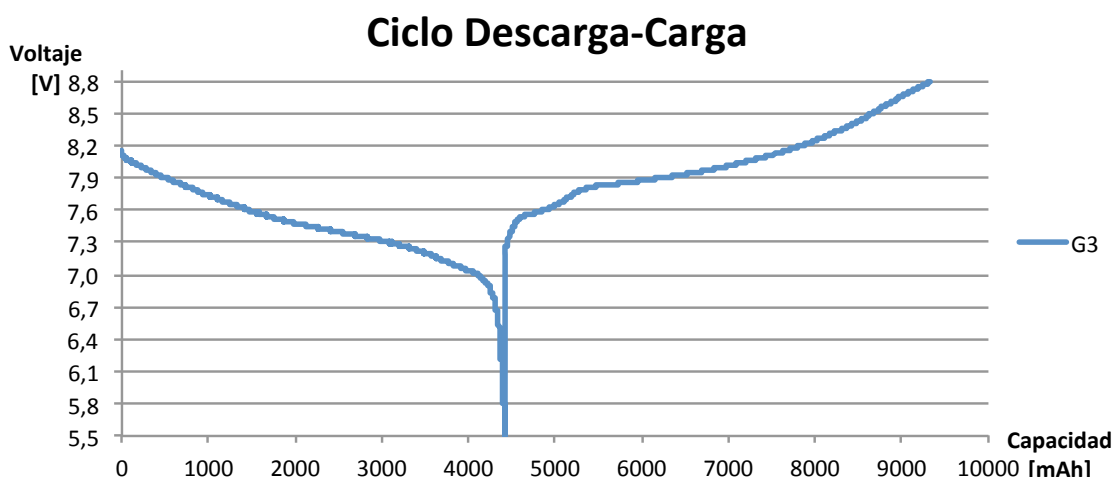


Figura 9.6 Ciclo de descarga y carga de las baterías G3.

En este caso, la capacidad en ambos procesos es inferior a lo debido, incluso con el exceso de voltaje en la carga. Esto es debido, casi con toda seguridad a fallos en la conexión del portabaterías.

Tabla 9.12 Resultado de la descarga y carga de las baterías G3.

Batería	Proceso	Capacidad [mAh]	Tiempo
G3	Descarga	4421,2	5h 25'
	Carga	4918,2	4h 43'

El déficit de capacidad en la descarga es debido al proceso de carga anterior que hubieran tenido las baterías, así como por culpa de un posible desequilibrio entre baterías.

9.7 Conclusiones

La principal conclusión que se puede obtener de estos ensayos no responde a los resultados obtenidos, sino a la habilidad y experiencia adquirido para poder realizarlos. Por ello, se puede definir como satisfactorio el resultado general del proceso, pues permite comenzar las pruebas de la batería del UPMSat-2 con un mayor bagaje.

En segundo lugar, se ha confirmado la validez del banco de ensayos al conseguir, en esta tercera serie de baterías, unos resultados acordes a las especificaciones del fabricante.

Bibliografía

- Agencia Espacial Europea. (2011). *Ariane 5 User's Manual*. Manual.
- Agencia Espacial Europea. (2000). *ASAP-5 User's Manual*. Manual.
- Agencia Espacial Europea. (2012). *Soyuz at the Giana Space Centre User's Manual*. Manual.
- Agencia Espacial Europea. (2006). *Vega User's Manual*. Manual.
- Boain, R. J. (2004). A-B-Cs of Sun-Synchronous Orbit Mission Design. *14th AAS/AIAA Space Flight Mechanics Conference* (pág. 20). Maui, Hawaii: AAS Publications Office.
- Brown, C. D. (2002). *Elements of spacecraft design*. AIAA.
- European Cooperation For Space Standarization. *Space Enviroment*. ECSS-E-ST-10-04C. 2º Ed. Noordwijk: ECSS Secretariat, 2008.
- European Cooperation For Space Standarization. *Electrical and electronic*. ECSS-E-ST-20C. 2º Ed. Noordwijk: ECSS Secretariat, 2008.
- European Cooperation For Space Standarization. *Photovoltaic assemblies and components*. ECSS-E-ST-20-08C. 2º Ed. Noordwijk: ECSS Secretariat, 2008.
- Fortescue, P., Swinerd, G. y Stark J. (Eds). (2011). *Spacecraft Systems Engineering* (4ª ed.). Wiley.
- Griffin, M. D., & French, J. R. (1991). *Space Vehicle Design* (1ª ed.). AIAA.
- Houston, A., y Rycroft M. (1999). *Keys to Space*. McGraw-Hill.
- Malin Space Science Systems. (2011). *ECAM-C50 Datasheet*. Dossier.
- Patel, M. R. (2005). *Spacecraft Power Systems*. CRC Press.
- Pisacane, V. L. (2004). *Fundamentals of Space Systems* (2ª ed.). Oxford University Press.
- Samsung SDI Co. (2009). *ICR 18650-26F Specification Of Product*. Manual.
- Sanz A., A., López Díez, J., Rodríguez de Francisco, P., Meseguer Ruiz, J., Hernández Corporales, L. (1994). *Proyecto del Satélite UPM/LB Sat*. CIDE-UPM
- Surrey Satellite Technology*. (s.f.). Recuperado el 15 de Febrero de 2013, de www.sstl.co.uk/
- Surrey Satellite Technology Ltd. (2008). *CHRIS Imager Datasheet*. Dossier.

Wertz, J. R., & Larson, W. J. (Edits.). (1999). *Space Mission Analysis and Design* (3^a ed.). Microcosm Press.

Wijker, Jacob J. (2008). *Spacecraft Structures*. Springer.

Conclusiones generales

La primera conclusión que se puede extraer del presente estudio es la clara viabilidad que ha conseguido alcanzar la tecnología de células solares y baterías en el ámbito de una misión espacial. Estos dos campos, los paneles solares y las baterías, representan uno de los subsistemas más importantes, pero también tienen un amplio margen de mejora. Por ello, la investigación e innovación es fundamental para el progreso de muchos tipos de misiones enviadas al Espacio.

Además, se ha demostrado la facilidad que existe para realizar cálculos preliminares, incluso en misiones muy complejas, con herramientas como Excel de Microsoft Office, accesible a gran número de personas.

Por otro lado, se ha comprobado la importancia que tiene en el sector aeroespacial los recursos económicos, y el factor casi definitivo que tienen en la viabilidad y éxito de las misiones. Este hecho, el alto coste de las misiones espaciales, es un campo de estudio sobre el que se investiga y se busca mejorar actualmente con la intención de hacer el Espacio más accesible.

Desde el punto de vista personal, he obtenido una gran cantidad de conocimientos tanto sobre el desarrollo y tecnología de misiones aeroespaciales, como sobre las pautas necesarias para poder llevar a cabo un proyecto de ingeniería.